VISIT…

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

[redacted]

Экз. №[redacted]

АВТОНОМНЫЙ ВОЙСКОВОЙ ЗЕНИТНЫЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС «ОСА»

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

ВОЙСКА ПРОТИВОВОЗДУШНОЙ ОБОРОНЫ СУХОПУТНЫХ ВОЙСК

Экз. №

АВТОНОМНЫЙ ВОЙСКОВОЙ ЗЕНИТНЫЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС «ОСА»

Утвержден
главнокомандующим Сухопутными войсками в качестве учебника для войск ПВО Сухопутных войск

МОСКВА
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
1991

Учебник написан на основе действующих уставов, наставлений, технических описаний боевых и технических средств ЗРК и других официальных документов с использованием материалов войсковых учений, полигонных испытаний элементов комплекса, опыта Великой Отечественной войны и локальных войн. Предназначен для обеспечения плановых занятий и самостоятельной работы офицеров и личного состава частей, вооруженных ЗРК «Оса» (всех модификаций), а также может быть использован слушателями и курсантами вузов и другими специалистами войск ПВО СВ.

В учебнике изложены основы устройства и эксплуатации ЗРК, принципы функционирования его основных средств при боевой работе, а также вопросы боевого применения, управления огнем и стрельбы зенитной ракетной батареи, вооруженной зенитным ракетным комплексом 9К33М3.

Учебник разработан под общим руководством начальника войск ПВО Сухопутных войск генерал-полковника Чеснокова Ю. Т.

Авторский коллектив: Каневский В. Л., Нагорный Г. П., Рыбачев Г. М., Черныш В. П., Карпов Е. Е., Варфоломеев П. М., Едемский А. Ф., Шацман Л. Г., Кудин А. Н., Буйских Н. В., Моргунов М. А.

Авторский коллектив выражает благодарность офицерам Киевского высшего зенитного ракетного инженерного училища имени С. М. Кирова и войсковой части 63148 за полезные замечания, высказанные при рецензировании учебника.

Отзывы, замечания и пожелания по учебнику просьба направлять командиру войсковой части 25952 (Москва, К-160).

В книге всего пронумеровао 272 с.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Данный учебник будет способствовать решению вопросов профессиональной подготовки командного и политического состава, не занятого по должности эксплуатацией и обслуживанием комплекса, а также изучающих его слушателей, курсантов ввузов, сержантов и рядовых учебных центров (школ), частей и подразделений.

Учебник включает предисловие, введение, список принятых сокращений, семь разделов, список используемой литературы.

В разделе 1 даны общие сведения о ЗРК 9К33М3, а также приведены состав боевых и технических средств ЗРК 9К33М3, основные отличительные особенности и характеристики данного комплекса, общий принцип действия ЗРК.

В разделе 2 дано систематизированное изложение устройства систем боевой машины БМ 9А33БМ3, алгоритмов их функционирования в различных режимах.

В разделе 3 даны назначение, состав, основные технические характеристики и компоновка ЗУР 9М33М3, описано взаимодействие ракеты с основными элементами ЗРК.

В разделе 4 изложены характеристики технических средств комплекса, состав отдельных элементов технических средств и общие принципы их использования.

В разделе 5 освещены общие положения по эксплуатации комплекса 9К33М3, указания по службе частот и радиомаскировке, транспортированию и хранению средств комплекса, общие положения по техническому обслуживанию и ремонту комплекса.

В разделе 6 рассмотрены вопросы организации и боевого применения зенитного ракетного полка, вооруженного ЗРК 9К33М3.

В разделе 7 описаны подготовка батареи и боевой машины БМ 9А33БМ3 к стрельбе, стрельба по воздушным целям в условиях помех и наблюдение за результатами стрельбы.

При пользовании учебником следует иметь в виду, что развитие теории и практики боевого применения подразделений, частей и соединений войск ПВО СВ является непрерывным и творческим процессом и будет приводить к доработкам и совершенствованию боевых средств ЗРК, а также к совершенствованию способов его боевого применения. Поэтому отдельные положения, изложенные в учебнике, будут уточняться, развиваться и обогащаться на основе опыта учений, результатов научных исследований и полигонных испытаний.

ВВЕДЕНИЕ

Угроза применения средств воздушно-космического нападения (СВКН) вероятного противника поставила в ряд первоочередных задач всемерное укрепление противовоздушной обороны Сухопутных войск. Решение этой задачи требует постоянного совершенствования средств борьбы с воздушным противником, пересмотра целей и задач противовоздушной обороны войск, принципов ее организации и ведения, поддержания в постоянной готовности соединений и частей ПВО СВ к отражению ударов противника с воздуха.

Разнообразной, обладающей большой мощью ударов системе СВКН противника должна быть противопоставлена надежная и устойчивая система ПВО, способная в любых условиях выполнять задачи с эффективностью не ниже заданной.

Одним из путей создания устойчивой системы ПВО СВ является повышение эффективности и мобильности зенитных комплексов, средств разведки за счет совершенствования их возможностей в ведении разведки и огня по скоростным, маловысотным и малоразмерным воздушным целям на месте и с короткой остановки.

В основном эти требования и привели к необходимости совершенствования зенитных ракетных комплексов в целях обеспечения способности вести борьбу с воздушным противником в любых условиях обстановки. Таким комплексом и является зенитный ракетный комплекс 9К33М3, который обеспечивает высокую эффективность поражения как самолетов, вертолетов, так и крылатых ракет, летящих на средних, малых и предельно малых высотах и под прикрытием различных видов помех. Его применение возможно в любое время года и суток, в любых климатических и метеорологических условиях. ЗРК 9К33М3 обладает высокой боеготовностью, надежностью, имеет современную систему опознавания воздушных целей, широкий выбор методов наведения ракет при стрельбе по низколетящим целям и не требует большого количества обслуживающего персонала.

Однако каким бы совершенным и эффективным ни был ЗРК, он еще не обеспечит успешного решения задач борьбы с воздушным противником, так как никакое оружие не гарантирует победы

в бою, если личный состав не овладел этим оружием в совершенстве.

Поэтому глубокое изучение боевых и технических средств ЗРК 9К33М3, принципов их действий, конструкции, функциональных связей, правил эксплуатации и боевого применения является важнейшей обязанностью личного состава частей и подразделений, на вооружении которых он находится.

СПИСОК ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ

АВС — антенно-волноводная система
АЗ — автоматический захват
АК — астрономическая коррекция
АКИПС — автоматизированная контрольно-испытательная подвижная станция
АМИ — амплитудно-модулированный импульс
АО — антенна основная
АОС — анализатор ответных сигналов
АП — автопилот
АПР — аппаратура проверки ракет
АПУ — антенно-пусковое устройство
АПЧ — автоматическая подстройка частоты
АПЧМ — автоматическая подстройка частоты магнетрона
АРУ — автоматическая регулировка усиления
АС — автоматическое сопровождение
АФК — аппаратура функционального контроля
АШП — активная шумовая помеха
БКП — батарейный командирский пункт
БМ — боевая машина
БПА — быстродействующий переключатель антенн
БР — боевая работа
БС — ближний строб
БЧ — боевая часть
ВАБ — воздушно-арматурный блок
ВАРУ — временная автоматическая регулировка усиления
ВВТ — вооружение и военная техника
ВСО — выделение сигнала ошибки
ВПУ — видеоприемное устройство
ВПШ — выпрямитель полупроводниковый шестифазный
ВТ — вращающийся трансформатор
ГД — грубая дальность
ГИ — «гладкие» импульсы
ГО — отметка гарантированного опознавания
ГОМ — генератор отбора мощности
ГОН — генератор опорного напряжения
ГПК — гирополукомпас
ГРК — гироскопический раскладчик команд

ГТА — газотурбинный агрегат
ГТД — газотурбинный двигатель
ГУПЧ — главный усилитель промежуточной частоты
ГШ — генератор шума
ДНА — диаграмма направленности антенны
ДОГ — детектор огибающей
ДПК — датчик преобразования координат
ДР — дежурный режим
ДСУ — дифференцирующе-сглаживающее устройство
ДЦ — дополнительный канал цели
ДУ — двигательная установка
ДУС — датчик угловых скоростей
ЗИП — запасные инструменты и принадлежности
ЗК — задержанный канал
ЗРК — зенитный ракетный комплекс
ЗУР — зенитная управляемая ракета
ИБМ — имитатор боевой машины
ИВО — имитатор воздушной обстановки
ИВП — источник внешнего питания
ИД — индикатор дальности
ИКО — индикатор кругового обзора
ИКЦ — имитатор координат целей
ИПМ — измеритель проходящей мощности
ИР — имитатор ракеты
КВМ — контрольно-вычислительная машина
КГ — когерентный гетеродин
КД — канал дальности
КИА — контрольно-измерительная аппаратура
КНО — комплект наземного оборудования
КС — контрольный сигнал
КТ — кинематическая траектория
КУА — канал угловой автоматики
КФ — канал фазирования
ЛБВ — лампа бегущей волны
ЛВЦ — линия визирования цели
ЛЗ — линия задержки
МК — магнитная коррекция
МПУ — местный пульт управления
МТО — машина технического обслуживания
НИП — несинхронная импульсная помеха
НЛЦ — низколетящая цель
НРЗ — наземный радиолокационный запросчик
НТД — нормативно-техническая документация
ОЗУ — оперативное запоминающее устройство
ОМГ — оперативная маневренная группа
ООО — отметка общего опознавания
ОКЦ — основной канал цели
ПА — полуавтоматический режим
ПБЛ — подавление боковых лепестков

ПВО — противовоздушная оборона
ПИМ — предохранительно-исполнительный механизм
ПК — прямой канал
ПНП — подавление несинхронных помех
ПП — пассивная помеха
ПРР — противорадиолокационная ракета
ПУ — пусковое устройство
ПУПЧ — предварительный усилитель промежуточной частоты
ПЧТ — преобразователь частоты
РВ — развертка визира (ИКО)
РКР — радиально-круговая развертка (ИКО)
РЛО — радиолокационное опознавание
РЛС — радиолокационная станция
РПЧМ — ручная подстройка частоты магнетрона
РР — регламентные работы
РРУ — ручная регулировка усиления
РСН — равносигнальное направление
РТА — радиотехническая аппаратура
РУ — ручное управление
РУ и В — аппаратура радиоуправления и визирования
СА — селекция автоматическая
СВР — станция визирования ракет
СВК — система выработки команд
СВЧ — сверхвысокая частота
СДУ — сигнализатор давления универсальный
СДЦ — селекция движущихся целей
СИ — статические испытания
СИД — система измерения дальности
СКВ — схема компенсации ветра
СКВТ — синусно-косинусный вращающийся трансформатор
СрЛ — средний луч
СНР — станция наведения ракет
СОЦ — станция обнаружения цели
СП — система пуска
СПК — станция передачи команд
СРО — самолетный радиолокационный ответчик
СРП — счетно-решающий прибор
ССА — система стартовой автоматики
ССС — силовая следящая система
ССЦ — станция сопровождения цели
СУА — система управления антенной
СЭП — система электропитания
ТД — точная дальность
ТЗМ — транспортно-заряжающая машина
ТОВ — телевизионно-оптический визир
ТПК — транспортно-пусковой контейнер
ТР — режим тренировки
ТСЦ — точное сопровождение цели
УВЧ — усилитель высокой частоты

УЗЧ — ультразвуковая частота
УКС — управление, контроль и сигнализация
УЛЗ — ультразвуковая линия задержки
УНЧ — усилитель низкой частоты
УП — усилитель-преобразователь
УПД — уводящая помеха по дальности
УПТ — усилитель постоянного тока
УПЧ — усилитель промежуточной частоты
УОП — угловая ответная помеха
ФД — фазовый детектор
ФК — функциональный контроль
ФОС — фокусирующая и отклоняющая система
ЦУ — целеуказание
ЧПК — чересперио́дная компенсация
ШДУ — шифрирующе-дешифрирующее устройство
ШЛ — широкий луч
ШТ — штатный режим
ЭЛТ — электронно-лучевая трубка
ЭМУ — электромашинный усилитель
ЭПА — электропневмоагрегат
ЭПК — электропневмоклапан
ЮМ — юстировочная машина

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ЗЕНИТНОМ РАКЕТНОМ КОМПЛЕКСЕ 9К33М3

1.1. ОСНОВЫ ПОСТРОЕНИЯ ЗЕНИТНОГО РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА

Зенитным ракетным комплексом называется совокупность наземных устройств и зенитных управляемых ракет, находящихся при боевой работе в единой функциональной связи и обеспечивающих автономное решение задачи стрельбы по воздушным целям. Для ЗРК, использующих радиолокационные принципы получения информации о цели, характерны следующие операции, проводимые при обстреле цели: обнаружение цели и ее опознавание; захват цели и переход к ее точному сопровождению; вычисление упрежденных координат цели и определение момента пуска ЗУР; подготовка и проведение пуска ЗУР; управляемый полет ЗУР к цели и подрыв ее боевой части.

Для наведения ЗУР на цель могут применяться следующие способы наведения: радиотеленаведение, самонаведение и комбинированное наведение. Выбор того или иного способа наведения определяется назначением комплекса, требуемой дальностью действия и рядом других факторов.

Системой радиотеленаведения называется такая система, в которой требуемое движение ракеты определяется наземным пунктом, осуществляющим непрерывный контроль за целью и ракетой. В таких системах команды управления полетом могут формироваться в наземной СНР или непосредственно на борту ракеты. В зависимости от этого различают системы командного теленаведения и системы теленаведения по радиолучу.

При командном наведении команды управления вырабатываются СНР по данным о положении цели и ракеты в пространстве и передаются на ракету с помощью станции передачи команд (рис. 1.1). Станция сопровождения цели производит захват цели на сопровождение по данным СОЦ и осуществляет точное измерение координат. После пуска ЗУР ее координаты определяются станцией визирования ракеты. Для надежного сопровождения ракеты, имеющей малую эффективную поверхность рассеяния, на борту ракеты устанавливается радиоответчик. Координаты цели и

ракеты, измеренные СНР, вводятся в СРП, который определяет отклонение ЗУР от траектории требуемого движения и вырабатывает команды управления. Передача команд управления и импульсов запроса на ракету производится СПК по радиоканалу. Принятые ракетой команды преобразуются в сигналы управления полетом, которые воздействуют на органы управления ракеты — рули. При этом изменяется положение вектора скорости ракеты и достигается ее движение по требуемой траектории.

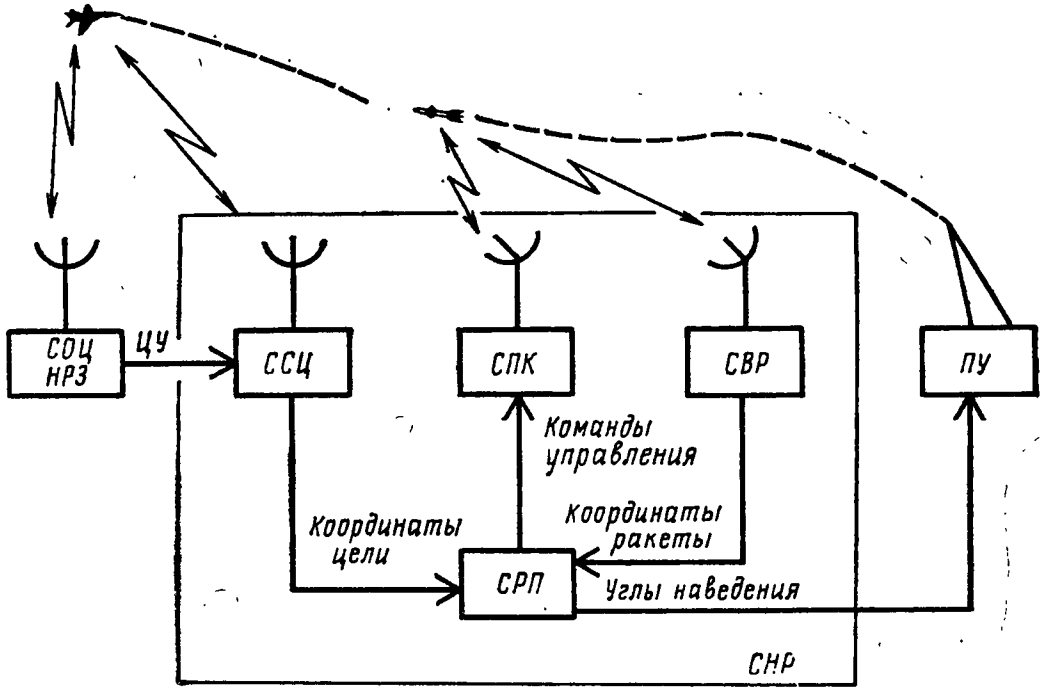


Рис. 1.1. Схема командной системы радиотеленаведения

В системах наведения по радиолучу команды управления, вырабатываемые СНР, используются для управления положением радиолуча, с помощью которого задается требуемое угловое положение ракеты.

В системах самонаведения команды управления полетом вырабатываются на борту ЗУР с использованием координат цели, измеряемых головкой самонаведения ракеты.

Достоинствами командных систем наведения являются: простота устройства ЗУР; возможность применения любых методов наведения ракеты за счет раздельного измерения координат цели и ЗУР; высокая помехоустойчивость канала радиоуправления за счет кодирования команд и направленной их передачи на ракету; достаточно высокая точность наведения. К основным недостаткам командных систем наведения следует отнести сложность аппаратуры СНР и увеличение линейных ошибок наведения с увеличением дальности стрельбы. Командные системы нашли самое широкое применение в ЗРК малой и средней дальности.

Наведение ЗУР на цель осуществляют, задавая ей такую траекторию движения, которая обеспечивает встречу ракеты с целью. Текущие координаты этой траектории $\varepsilon_к(t)$, $\beta_к(t)$ зависят от то-

кущих координат цели $\varepsilon_{ц}(t)$, $\beta_{ц}(t)$, $Д_{ц}(t)$. Характер этой зависимости определяется применяемым методом наведения, под которым понимается заданный закон сближения ракеты с целью. Теоретическую траекторию ракеты, заданную методом наведения, называют кинематической или требуемой траекторией. Оптимальная кинематическая траектория должна быть близка к прямолинейной. При командном наведении применяются трехточечные методы наведения, определяющие взаимное движение трех точек: цели, ракеты и СНР. К ним относятся «трехточка» и метод упреждения (спрямления траектории). Простейшим методом наведения является «трехточка». Кинематическая траектория этого метода такова, что ракета постоянно находится на линии, соединяющей наземный пункт управления с целью (рис. 1.2). Текущие коорди-

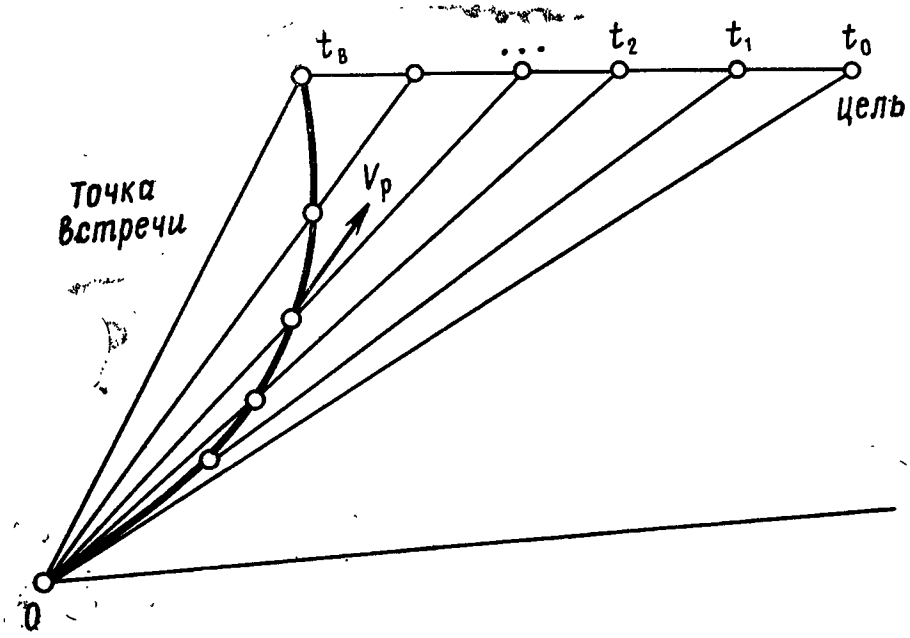


Рис. 1.2. Кинематическая траектория метода «трехточка»

наты кинематической траектории определяются при «трехточке» выражениями:

$$\varepsilon_{к}(t) = \varepsilon_{ц}(t); \qquad \beta_{к}(t) = \beta_{ц}(t), \tag{1.1}$$

а команды управления пропорциональны угловым отклонениям:

$$\Delta\varepsilon(t) = \varepsilon_{ц}(t) - \varepsilon_{р}(t); \tag{1.2}$$

$$\Delta\beta(t) = \beta_{ц}(t) - \beta_{р}(t).$$

Для улучшения качества управления ракетой при выработке в СРП команд управления целесообразно использовать не угловые, а линейные отклонения ракеты от кинематической траектории:

$$h_{\varepsilon}(t) = \Delta\varepsilon(t)\, Д_{р}(t); \quad h_{\beta}(t) = \Delta\beta(t)\, Д_{р}(t), \tag{1.3}$$

где $Д_{р}(t)$ — текущая наклонная дальность до ракеты.

Измерение координат цели и ракеты ССЦ и СВР производится путем совмещения равносигнального направления антенны

с направлением на сопровождаемый объект (рис. 1.3, *а*). При этом обычно угловые координаты ракеты $\varepsilon_р$, $\beta_р$ не измеряются, а определяются разностные координаты $\Delta\varepsilon$, $\Delta\beta$. Поскольку при сопровождении движущегося объекта РСН и направление на объект точно не совпадают, при определении разностных координат необходимо учитывать ошибки сопровождения цели ($\delta\varepsilon_ц$, $\delta\beta_ц$)

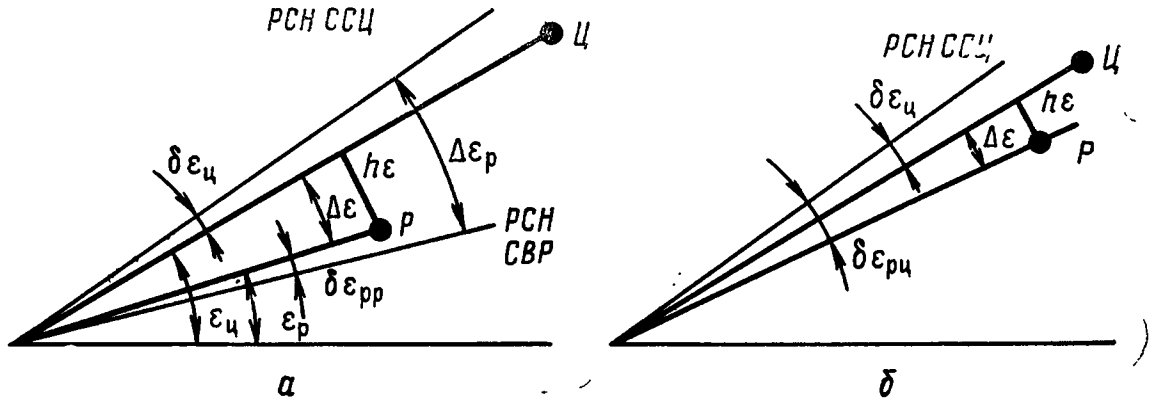


Рис. 1.3. Изменение координат цели и ракеты в плоскости ε:
а — на этапе вывода; *б* — на этапе наведения

ССЦ и ошибки сопровождения ракеты ($\delta\varepsilon_{рр}$, $\delta\beta_{рр}$) СВР. Поэтому на практике угловые отклонения (1.2) при «трехточке» находятся:

$$\Delta\varepsilon(t) = \Delta\varepsilon_р(t) + \delta\varepsilon_{рр}(t) + \delta\varepsilon_ц(t); \qquad (1.4)$$
$$\Delta\beta(t) = \Delta\beta_р(t) + \delta\beta_{рр}(t) + \delta\beta_ц(t).$$

Команды управления вырабатываются в соответствии с зависимостями (1.3) и (1.4) на этапе «вывода» ракеты на кинематическую траекторию. Для устранения инструментальной ошибки измерения, вызванной неточным согласованием осей антенн ССЦ и СВР, на конечном участке траектории (этап «наведения») измерение углового положения цели и ракеты производится одной антенной (антенной ССЦ) (рис. 1.3, *б*). Угловые отклонения определяются:

$$\Delta\varepsilon(t) = \delta\varepsilon_{рц}(t) + \delta\varepsilon_ц(t); \quad \Delta\beta(t) = \delta\beta_{рц}(t) + \delta\beta_ц(t). \qquad (1.5)$$

Истинное значение дальности до ракеты $Д_р(t)$ в уравнениях (1.3) заменяют программной функцией, реализуемой в СРП с помощью временного механизма.

Таким образом, при «трехточке» не требуется измерять дальность до цели и до ракеты, а достаточно знать текущие значения разностных координат $\Delta\varepsilon(t)$, $\Delta\beta(t)$. Это упрощает аппаратурную реализацию метода и позволяет использовать его при применении противником маскирующих активных помех, когда измерение дальности становится невозможным. По этой причине «трехточка» широко применяется в ЗРК с командным наведением. Однако этот метод имеет ограниченные возможности при стрельбе по низколетящим целям, что вызвано увеличением ошибок сопровождения

цели и ракеты из-за влияния поверхности земли на распространение радиоволн, возможностью столкновения ракеты с землей и возрастанием вероятности ложного срабатывания радиовзрывателя.

Преодолеть указанные ограничения можно при использовании методов упреждения в канале вертикального наведения для стрельбы по НЛЦ (методы «Горка», Н, φ). Реализация рассмотренных методов наведения предъявляет высокие требования к точности измерения координат цели и ракеты и к динамическим свойствам ракеты. ЗРК должен обладать определенными тактико-техническими характеристиками, обусловливающими его боевую эффективность. К ним относятся: дальность обнаружения и сопровождения цели; зона поражения и зона пуска; число целевых и ракетных каналов; точность наведения ракеты на цель; помехозащищенность элементов комплекса; эксплуатационная надежность и ремонтопригодность аппаратуры; маневренные возможности и др.

Дальность действия основных радиотехнических устройств комплекса должна обеспечивать своевременный пуск ракет и их встречу с целью в пределах **зоны поражения,** под которой понимается часть пространства, где обеспечивается поражение типовых воздушных целей с заданной вероятностью. Зона поражения является обобщенной характеристикой боевых возможностей ЗРК. Ее размеры зависят от таких характеристик цели, как максимальная и минимальная скорость и высота полета, маневренность и уязвимость. С зоной поражения тесно связана **зона пуска,** под которой понимается область пространства, при нахождении цели в которой в момент пуска ракеты встреча ракеты с целью происходит в зоне поражения.

Под **помехозащищенностью** понимают способность радиотехнических систем ЗРК работать в условиях умышленных и естественных помех. Помехозащищенность определяется помехоустойчивостью и скрытностью. **Помехоустойчивость** характеризует способность РЛС сохранять свои основные характеристики в заданных условиях при воздействии помех определенных видов (активных, пассивных, маскирующих, уводящих). Она достигается рациональным выбором технических характеристик и применением специальных схем защиты от помех. **Скрытность** характеризует способность РЛС противостоять радиотехнической разведке противника и обеспечивается проведением ряда организационных и технических мероприятий по радиотехнической маскировке.

Маневренные возможности ЗРК характеризуются временем развертывания и свертывания, скоростью движения, проходимостью, запасом хода его элементов. Этот показатель является одним из важнейших для войсковых зенитных ракетных комплексов.

1.2. НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Автономный войсковой зенитный ракетный комплекс 9К33М3 является мобильной огневой единицей, обладающей высокими маневренными возможностями, достаточной огневой мощью и помехозащищенностью, высокой вероятностью поражения воздушных целей, летящих в зоне поражения комплекса в широком интервале скоростей.

Комплекс 9К33М3 обеспечивает обнаружение и опознавание целей в движении и на стоянке, обстрел цели одной или двумя ракетами на стоянке или с короткой остановки. Высокая автономность и мобильность комплекса достигаются размещением аппаратуры и ракет на одном плавающем колесном шасси высокой проходимости.

В состав комплекса входят боевые и технические средства.

Состав боевых средств:

боевая машина 9А33БМ3;

зенитные ракеты 9М33М3 (9М33М2).

Состав технических средств:

машина технического обслуживания 9В210М3;

юстировочная машина 9В914;

транспортно-заряжающая машина 9Т217БМ2;

автоматизированная контрольно-испытательная подвижная станция 9В242-1;

машина ЗИП-2 9Ф372М3;

комплект наземного оборудования 9Ф16М2.

Основные характеристики комплекса.

1. Способ наведения ЗУР — радиокомандное теленаведение.

2. Зона поражения:

а) при скорости самолета 300 м/с: по высоте от 25 до 5000 м, по дальности от 1500 до 10300 м, по курсовому параметру до 6000 м;

б) при скорости самолета 500 м/с: по высоте от 100 до 5000 м, по дальности от 1500 до 10000 м, по курсовому параметру до 4000 м;

в) по зависающему или летящему со скоростью до 360 км/ч вертолету при сопровождении цели с помощью телевизионного оптического визира: по высоте от 10 до 25 м, по дальности от 2000 до 6500 м.

3. Вероятность поражения неманеврирующей цели одной ракетой без помех 0,4—0,96, вертолетов 0,24—0,76.

4. Дальность обнаружения целей типа МиГ-19 станцией обнаружения в зависимости от высоты полета 20—30 км.

5. Количество целевых каналов — 1, ракетных — 2.

6. Метод наведения ракеты — «трехточка». При стрельбе по НЛЦ в канале верикального управления применяются методы

«Горка» или Н, для стрельбы по вертолету на высоте до 25 м — метод «ф».

7. Боевая машина имеет защиту от помех:

пассивных, в том числе запериодных;

активных угловых ответных;

активных, уводящих по дальности;

несинхронных импульсных, создаваемых соседними РЛС.

Станция сопровождения цели способна сопровождать постановщик активных шумовых помех.

8. Дальность сопровождения цели с помощью ТОВ в условиях метеорологической видимости 20—25 км.

9. Наземный радиозапросчик обеспечивает работу в системах опознавания «Пароль», «Кремний-2», «Кремний-2М» и блокировку пуска ракет по своим самолетам.

10. Время перевода комплекса из походного положения в боевое не более 4 мин.

11. Скорость движения боевой машины и ТЗМ: по шоссейным дорогам до 60 км/ч, по грунтовым дорогам до 30 км/ч, по бездорожью до 10 км/ч, на плаву 8 км/ч.

Основным элементом комплекса является боевая машина 9А33БМ3, предназначенная для обнаружения, опознавания, захвата и сопровождения цели, транспортирования, пуска и наведения ракет. В основе решения основных задач стрельбы используются радиолокационные методы получения информации, что делает комплекс всепогодным.

Состав боевой машины.

1. Радиолокационная станция обнаружения цели с системой стабилизации и наземным радиозапросчиком.

2. Радиолокационная станция сопровождения цели.

3. Двухканальная радиолокационная станция визирования ракет.

4. Счетно-решающий прибор.

5. Двухканальная радиолокационная станция передачи команд.

6. Система стартовой автоматики и пусковое устройство 9П35М2.

7. Телевизионный оптический визир 9Ш38-2.

8. Система функционального контроля.

9. Система электропитания.

Аппаратура БМ располагается на колесном шасси (изделие 5937). Кроме того, в состав БМ входят две радиостанции Р-123М, переговорное устройство Р-124, системы вентиляции, обогрева, пожаротушения, противоатомной защиты. На пусковом устройстве устанавливаются шесть ракет в транспортно-пусковых контейнерах.

Аппаратура БМ может работать при температуре воздуха от —40 до +50° С и относительной влажности до 98% (при 20° С), ветре со скоростью до 20 м/с, в условиях дождя и снега. Время непрерывной работы БМ составляет 48 ч (с дозаправкой топли-

вом). Запас хода БМ по топливу не менее 250 км при движении по грунтовым дорогам. При этом обеспечивается 2 ч работы аппаратуры от ГТА.

Боевая машина может транспортироваться железнодорожным и водным транспортом, а также самолетом Ил-76. Для приведения БМ в габарит 02-Т и самолетный габарит производится укладка антенно-пускового устройства.

В состав расчета БМ входят пять человек: начальник расчета, операторы наведения, поиска и дальности и механик-водитель-электромеханик.

1.3. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ЗРК

Рассмотрим взаимодействие основных устройств комплекса при боевой работе по функциональной схеме (рис. 1.4). После запуска ГТА и включения аппаратуры БМ готова к работе. При включении аппаратуры антенна СОЦ с помощью системы стабилизации автоматически устанавливается в боевое положение и горизонтируется. При работе БМ в движении гироскопические приборы системы стабилизации непрерывно измеряют углы наклона корпуса БМ и ее путевой угол. Гидравлические приводы стабилизации отрабатывают измеренные возмущения и сохраняют стабилизированное положение антенны. Таким образом, СОЦ способна вести разведку целей в движении и определять координаты целей в стабилизированной системе координат.

СОЦ работает в режиме кругового обзора пространства. Скорость вращения антенны равна 33 об/мин. Для грубого определения угла места цели в СОЦ применяется последовательное переключение трех лучей. Передающая система СОЦ генерирует импульсы высокочастотной энергии, которые через волноводный тракт подводятся к антенне и излучаются в пространство. Отраженные от целей сигналы принимаются той же антенной и поступают в приемную систему, в которой они усиливаются, преобразуются по частоте и детектируются. С выхода приемной системы эхо-сигналы поступают в индикатор кругового обзора, где отображаются в виде яркостных отметок (дужек). Одновременно с сигналами от целей на вход приемника попадают сигналы, отраженные от земли, гидрометеоров и облаков дипольных отражателей. Для выделения полезных сигналов и подавления пассивных помех в СОЦ применяется когерентно-импульсная система селекции движущихся целей.

Опознавание обнаруженной цели производится системой НРЗ, которая по команде оператора посылает в направлении цели серию кодированных запросных СВЧ сигналов. Свои самолеты отвечают на запрос установленным кодом. Ответный сигнал принимается антенной НРЗ, усиливается и дешифрируется. На ИКО рядом с отметкой цели формируется специальная метка «свой самолет».

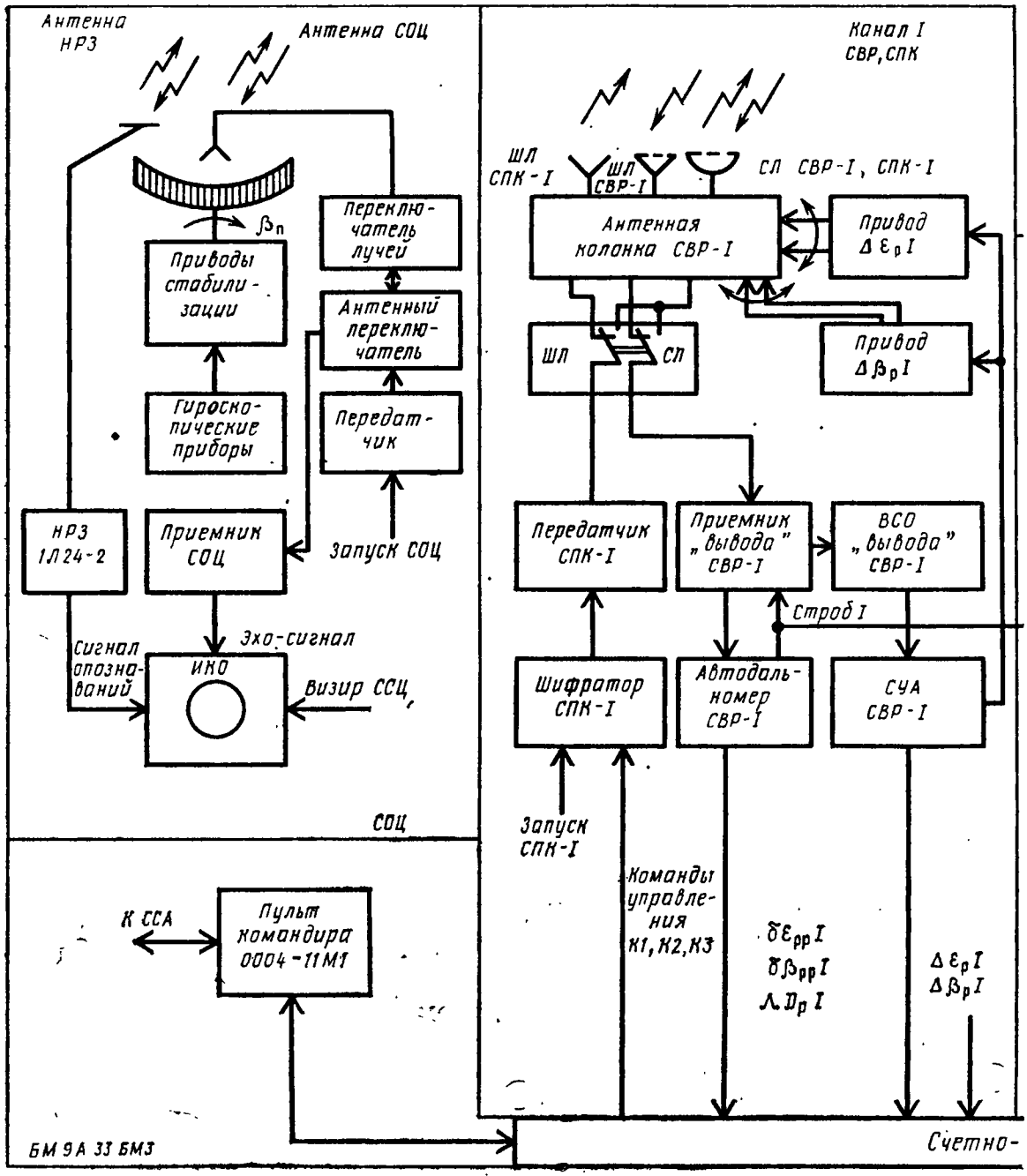


Рис. 1.4. Функциональная

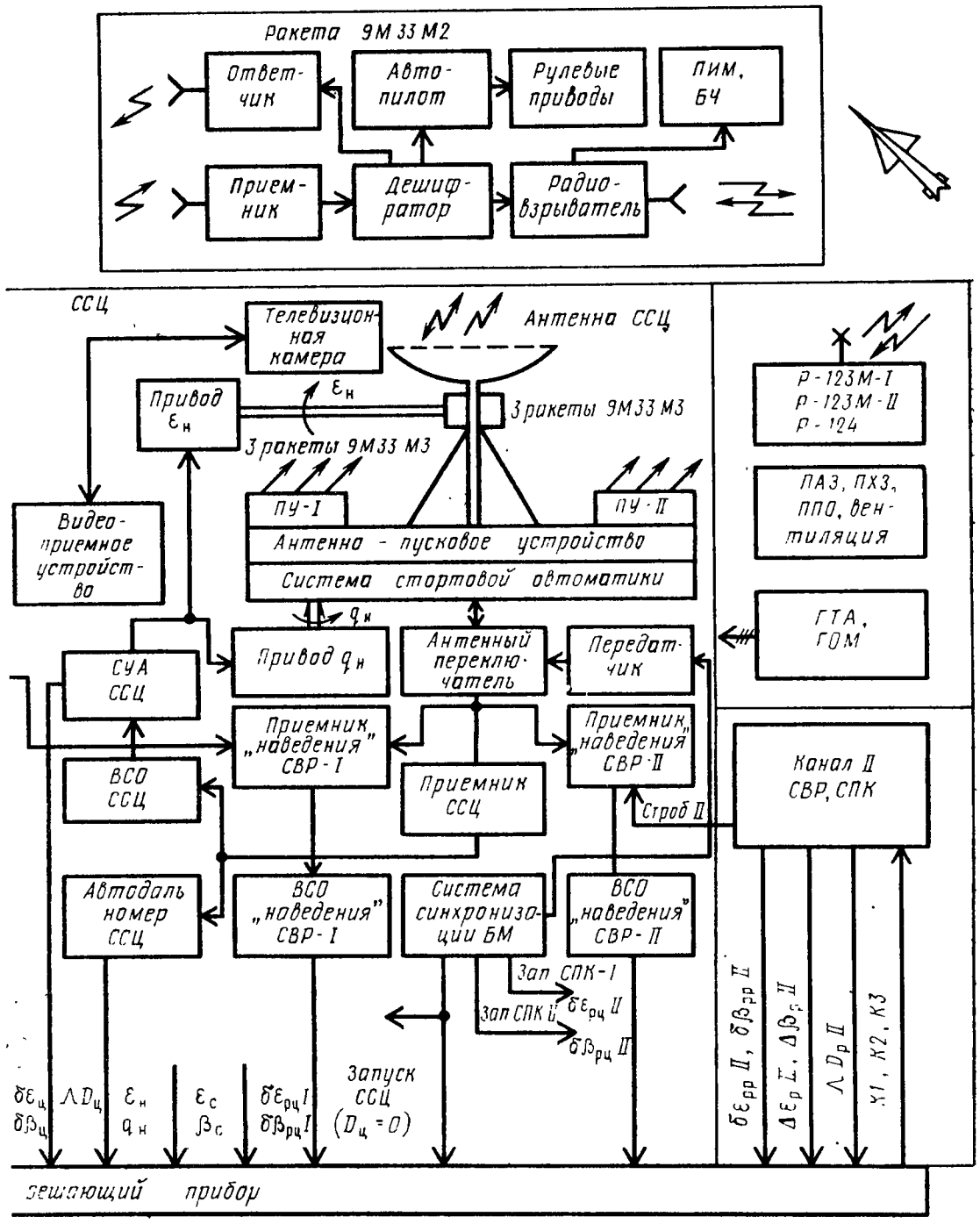


схема ЗРК 9К33М3

При обнаружении цели, не отвечающей на запрос, производится определение направления ее движения и оценивается возможность входа в зону поражения комплекса. Если цель представляет опасность, производится остановка боевой машины и захват цели на сопровождение. Выдача целеуказания с СОЦ на ССЦ осуществляется совмещением визира ССЦ на ИКО с отметкой от цели.

Антенна ССЦ наводится на цель по азимуту и совершает поиск по углу места в пределах того луча СОЦ, в котором находится цель. Следящие стробы системы измерения дальности устанавливаются на дальность захвата цели. Передающая система ССЦ генерирует импульсы СВЧ энергии, которые с помощью антенны излучаются в пространство узким («игольчатым») лучом. Антенная система ССЦ выполнена по схеме моноконического преобразования сигналов, что увеличивает точность пеленгования цели и обеспечивает защиту от угловых ответных помех. В режиме приема формируются четыре неподвижные диаграммы направленности, пересечение которых образует равносигнальное направление. В режиме передачи формируется одна диаграмма направленности, направление максимума которой совпадает с РСН.

Отраженные от цели сигналы принимаются антенной ССЦ и подвергаются моноконическому преобразованию. Сигналы на выходах АВС оказываются промодулированными по амплитуде сигналом ошибки пропорционально рассогласованию РСН антенны и направлению на цель. После усиления и детектирования в приемной системе отраженные сигналы поступают в системы выделения сигнала ошибки и измерения дальности ССЦ. При этом срабатывает схема автозахвата и ССЦ переходит к автосопровождению цели. В счетно-решающий прибор выдается текущая дальность до цели $Д_ц(t)$. Для защиты ССЦ от пассивных помех в каналах дальности и угловой автоматики имеются устройства СДЦ.

В системе ВСО осуществляются подавление синфазной модуляции сигналов и выделение сигнала ошибки сопровождения цели по угловым координатам. В системе управления антенной ССЦ производится разложение сигнала ошибки на составляющие в азимутальной ($q_н$) и угломестной ($\varepsilon_н$) плоскостях. Сигналы ошибки $\delta\beta_ц$, $\delta\varepsilon_ц$ подаются в силовые приводы $q_н$, $\varepsilon_н$ СУА ССЦ. Электромеханические силовые приводы разворачивают антенну ССЦ в направлении точного совмещения РСН с целью и обеспечивают ее непрерывное сопровождение. Причем управление по азимуту достигается поворотом антенно-пускового устройства с установленными на ПУ и корпусе привода антенны СОЦ. С выхода СУА в СРП поступают стабилизированные ($\varepsilon_с$, $\beta_с$) и нестабилизированные ($\varepsilon_н$, $q_н$) координаты цели и сигналы ошибки ее сопровождения ($\delta\varepsilon_ц$, $\delta\beta_ц$).

Для сопровождения низколетящей цели в СУА предусмотрен режим НЛЦ, обеспечивающий высокую точность измерения угла

места цели и ослабляющий влияние поверхности земли на диаграмму направленности антенны. Сопровождение вертолетов производится в режиме полуавтоматического управления приводами СУА при наблюдении цели на экране ТОВ.

По текущим координатам цели СРП вырабатывает зону пуска и выдает на пульт командира (блок ОО04-11М1) сигнал «Цель в зоне». За 15 с до входа цели в зону пуска СРП вырабатывает предварительный сигнал «Внимание», по которому система стартовой автоматики БМ включает на подготовку к пуску по одной ракете в I и II каналах, а также производит включение высокого напряжения передатчиков станции передачи команд. Для обеспечения скрытности передатчики СПК до пуска ракеты работают без излучения в эфир (на эквиваленты антенн).

Питание бортовой аппаратуры ракет осуществляется от преобразователя частоты тока, расположенного в боевой машине. В процессе подготовки ракеты осуществляется разогрев магнетронов ответчика и радиовзрывателя и разгон гиромоторов автопилота. О готовности ракет к пуску сигнализирует табло ПУСК ГОТОВ на пульте командира.

Для управления двумя ракетами станция визирования ракет, станция передачи команд и счетно-решающий прибор выполнены двухканальными. После перехода ССЦ к сопровождению цели СВР автоматически переводится в режим целеуказания. В этом режиме антенны СВР устанавливаются по углу места на фиксированный угол 3-80 относительно плоскости погона АПУ. По азимуту направление антенн СВР совпадает с направлением антенно-пускового устройства, поскольку угол старта ракеты постоянный. Каждый канал СВР имеет две антенны: антенну широкого луча и антенну среднего луча. Оптические оси антенн совмещены. Антенна ШЛ имеет широкую диаграмму направленности и обеспечивает надежный захват ракеты на дальности 30—50 м от БМ. Антенна СЛ, имеющая достаточно узкую диаграмму направленности, используется для точного измерения координат ракеты. Построение СВР в целом аналогично ССЦ, однако сопровождение ЗУР осуществляется по ответному сигналу.

По команде «Пуск», выдаваемой нажатием кнопки на пульте командира, система стартовой автоматики производит открывание крышек ТПК, вывод на режим бортового источника электропитания и запуск двигателя ракеты, а также переводит АВС СПК в режим излучения широким лучом. Передаваемые СПК сигналы запроса принимаются ракетой и вызывают запуск ее ответчика. После отстыковки бортового разъема ракеты с задержкой 0,8 с выдается команда «Сход», по которой СВР переводится в режим захвата ракеты по угловым координатам. Одновременно начинается радиоуправление ракетой. Сформированные в СРП в виде напряжений команды управления полетом К1, К2 поступают в шифратор СПК. Шифратор преобразует и кодирует команды управления, а также вырабатывает импульсы запроса и кодированные импульсы такта. Последние необходимы на бор-

ту ракеты для обратного преобразования команд управления полетом.

Захват ракеты по дальности производится автодальномером СВР автоматически при ее удалении от БМ на 150 м. В момент захвата по дальности СВР переводится в режим СЛ. Передача команд управления и прием ответных сигналов ракеты осуществляются общей антенной среднего луча.

Команды К1, К2 вырабатываются СРП в соответствии с формулами (1.3), (1.4). Разностные координаты $\Delta\varepsilon_р$, $\Delta\beta_р$ и сигналы ошибки сопровождения ракеты $\delta\varepsilon_{рр}$, $\delta\beta_{рр}$ поступают из СУА СВР. По мере сближения ракеты с целью сигналы линейного отклонения $h\varepsilon$, $h\beta$ уменьшаются, и ракета входит в узкий луч СВР (в диаграмму направленности антенны ССЦ). Начинается этап наведения ракеты, при котором команды управления вырабатываются в соответствии с выражениями (1.5), что увеличивает точность наведения ракеты. На этом этапе ответные сигналы принимаются антенной ССЦ, обрабатываются в приемной системе и системе ВСО наведения, в результате чего определяются ошибки сопровождения ракеты узким лучом $\delta\varepsilon_{рц}$, $\delta\beta_{рц}$, необходимые для формирования команд в СРП. Антенна СЛ продолжает сопровождение ракеты, обеспечивая измерение дальности $Д_р$ и передачу на нее команд управления.

При сближении ракеты с целью на расстояние $\Delta Д = 120$ м СРП вырабатывает команду К3 для взведения радиовзрывателя ЗУР. Эта разовая команда кодируется в шифраторе и передается СПК на ракету. Радиовзрыватель начинает излучать импульсы СВЧ энергии. При входе цели в диаграмму направленности РВ его приемник накапливает серию отраженных сигналов и выдает команду на подрыв БЧ ракеты.

В случае промаха (при $\Delta Д = -150$ м) СРП в течение 1 с выдает команды для отклонения ракеты вверх, после чего радиоуправление прекращается. Соответствующий канал СВР и СРП переходит в исходное положение. Ракета самоликвидируется на 25—28 с полета по сигналу часового механизма ПИМ, при этом исключается поражение наземных войск и объектов осколками.

Для исключения взаимных помех между I и II ракетными каналами передача запросных сигналов и команд управления СПК-I и СПК-II производится на различных несущих частотах (литерах) и различными кодами. Ответчики I и II ракет работают на одной частоте. Разделение сигналов ракет в СВР достигается за счет разноса импульсов по времени и соответствующего стробирования приемников СВР-I и СВР-II. Минимальный интервал между пусками ЗУР составляет 4 с.

При стрельбе по целям, угол места которых менее 30 д.у., команды управления полетом вырабатываются в СРП по методу «Горка». При стрельбе по постановщику активных помех на пульте командира включается тумблер ПОМЕХА. В этом случае команды управления вырабатываются по методу H, а разовая

команда К3 формируется одновременно с переходом к сопровождению ракеты средним лучом.

Для стрельбы по целям, летящим на высотах менее 25 м, применяются сопровождение цели по ТОВ и метод наведения ф. Дальность до цели измеряется радиолокационным способом. При этом могут использоваться только ракеты модификации М3, имеющие доработанный радиовзрыватель, способный воспринимать команду «Ближний строб», выдаваемую в рассматриваемом случае из СРП перед стартом.

В состав БМ входит аппаратура функционального контроля, обеспечивающая быструю проверку ее основных систем.

Электропитание БМ при работе в движении осуществляется только от ГТА. На стоянке возможно питание от генератора отбора мощности, работающего от ходового двигателя, или от внешнего источника трехфазного напряжения 220 В $\pm$ 3,5% частотой (400$\pm$10) Гц, мощностью не менее 35 кВт.

2. БОЕВАЯ МАШИНА БМ 9А33БМ3

2.1. РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ ОБНАРУЖЕНИЯ ЦЕЛЕЙ

2.1.1. Назначение, тактико-технические характеристики, состав и размещение основных систем

Станция обнаружения целей предназначена для обнаружения воздушных целей, их опознавания с помощью наземного радиозапросчика, индикации воздушной обстановки, грубого определения координат целей и передачи целеуказания на станцию сопровождения цели.

Основные тактико-технические характеристики СОЦ

1. Приборная (индикаторная) дальность обнаружения и опознавания 45 км.

2. Зона обнаружения по самолету типа МиГ-19 (при нулевых углах закрытия), не менее:

на высоте 25 м — 12 км;
на высоте 50 м — 17 км;
на высоте 100 м — 22 км;
на высоте 1000 м — 35 км;
на высоте 4000 м — 30 км;
на высоте 5000 м — 30 км.

3. Дальность обнаружения самолета типа МиГ-19 на высоте 1000 м в режиме СДЦ, не менее:

без пассивных помех — 27 км;

при пассивных помехах плотностью 1,8 стандартной пачки на 100 м пути — 27 км.

4. Вид радиолокационного обзора:

по азимуту — круговой со скоростью (33±2) об/мин;

по углу места — в пределах лучей I, II, III по программе или вручную.

5. Диаграмма направленности антенны имеет ширину в азимутальной плоскости (1,3±0,4)°.

Вертикальное сечение ДНА представлено на рис. 2.1.

6. Точность передачи целеуказания на ССЦ:
по азимуту — ±00-15;
по углу места — в середину соответствующего луча;
по дальности — ±300 м.

7. СОЦ имеет защиту от организованных и естественных пассивных помех (в том числе и запериодных) и от несинхронных импульсных помех, создаваемых соседними РЛС.

8. СОЦ может работать на месте и в движении.

В состав СОЦ входят следующие системы и отдельные блоки.

1. Передающая система ОП21-01М.
2. Антенно-волноводная система.
3. Приемная система ОП63-01М.
4. Система автоматической подстройки частоты магнетрона.
5. Индикатор кругового обзора ОП81-16М2.
6. Блок чересперіодной компенсации ОО65-2М.
7. Система стабилизации 9В611БМ2.
8. Наземный радиозапросчик 1Л24-2.
9. Шкаф управления ОО96-9М1.
10. Панель индикации.
11. Панель укладки антенны СОЦ.
12. Панель стирания (в составе НРЗ).
13. Блоки электропитания.

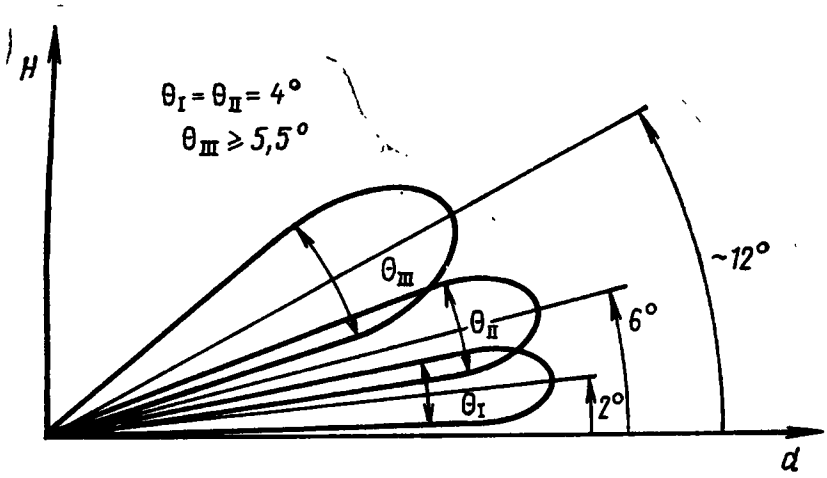


Рис. 2.1. Диаграмма направленности антенны СОЦ

Аппаратура СОЦ размещается в антенно-пусковом устройстве ОО04-20М1 и в операторском отделении БМ. В задней части АПУ (отсек ОП03-5М1) расположены блоки передающей системы, системы АПЧМ, АВС, входные устройства приемной системы, гидравлические приводы системы стабилизации антенны СОЦ, блоки питания передающей системы и часть блоков питания приемной системы.

В стойке СЛ-2М1 операторского отделения расположен главный усилитель приемной системы СОЦ и ИКО. Остальные блоки систем СОЦ размещены в стойках СЛ-1М1, СЛ-3М1, СП-1М1, СП-2М1. Шкаф управления ОО96-9М1 установлен в задней части

операторского отделения. Панель укладки антенны СОЦ расположена перед креслом командира. Панель индикации размещена по левому, а панель стирания — по правому борту аппаратуры. Блок ЧПК 0065-2М и некоторые блоки питания являются общими для СОЦ и ССЦ.

2.1.2. Структурная схема

СОЦ представляет собой импульсную РЛС кругового обзора. Она может работать в двух режимах: в режиме селекции движущихся целей и в штатном (амплитудном) режиме. Режим СДЦ используется для обнаружения целей при воздействии на станцию организованных маскирующих пассивных помех в виде облаков дипольных отражателей или естественных пассивных помех — отражений от земной поверхности (местных предметов) и метеообразований (гидрометеоров). Режим ШТ используется при отсутствии или слабой интенсивности пассивных помех.

Особенностью СОЦ является возможность боевой работы при движении БМ. Работа СОЦ в движении обеспечивается применением системы стабилизации антенны, автоматическим ориентированием разверток индикатора кругового обзора при изменениях курса БМ и специальными методами обеспечения когерентности в режиме СДЦ.

Структурная схема СОЦ, поясняющая назначение, работу и взаимодействие элементов станции, приведена на рис. 2.2.

Передающая система вырабатывает мощные СВЧ импульсы энергии несущей частоты. Уходы частоты магнетрона компенсируются электромеханической системой АПЧМ, изменяющей частоту генератора так, чтобы значение разностной частоты сигнала на выходе смесителя АПЧ и КФ было равно номинальному значению. Частота повторения импульсов определяется приходом импульсов запуска из схемы синхронизации. Радиоимпульсы передатчика направляются с помощью АВС к облучателю и излучаются антенной в пространство.

Обзор зоны достигается вращением антенны СОЦ с помощью электропривода $\beta_{п}$М1 и переключением лучей по углу места. Такой способ обзора позволяет определить угол места цели с точностью до номера луча и повысить точность целеуказания ССЦ в вертикальной плоскости. Переключение лучей производится по одной из программ: I луч, II луч, III луч, I луч и т. д. в режиме «Авт. I—II—III луч»; I луч, II луч в режиме «Авт. I—II луч» или вручную.

Отраженные сигналы с задержкой, зависящей от дальности до цели, принимаются антенной, проходят через АВС, попадают на вход приемной системы. Ферритовый циркулятор совместно с резонансным разрядником выполняет функцию антенного переключателя и обеспечивает использование одной антенны для передачи и приема сигналов.

Принятые сигналы усиливаются усилителем высокой частоты и через высокочастотный фильтр подаются в смеситель канала

дальности. На второй вход смесителя подаются непрерывные колебания местного гетеродина. Дальнейшее усиление сигналов производится в усилителе промежуточной частоты. Усиленные сигналы промежуточной частоты с выхода ПУПЧ подаются в ГУПЧ КД ШТ и СДЦ, на линию задержки 0,45 мкс и в узел автоматической селекции. В режиме ШТ сигналы детектируются амплитудным детектором и через усилитель низкой частоты подаются в ИКО для отображения на экране электронно-лучевой трубки. В этом режиме ГУПЧ КД ШТ открыт по всей дистанции СОЦ.

В режиме СДЦ применяется когерентно-импульсная обработка сигналов с помощью фазового детектора. Видеосигналы от движущихся целей на выходе ФД промодулированы по амплитуде с частотой биений входного и опорного (когерентного) сигналов. Для сигналов от неподвижных пассивных помех модуляция сигналов отсутствует. Когерентное напряжение может формироваться методами внутренней или внешней когерентности. В режиме внутренней когерентности опорное напряжение вырабатывается когерентным гетеродином, запоминающим фазу зондирующих колебаний в каждом периоде повторения импульсов. Фазирование КГ производится ослабленным сигналом передатчика, преобразованным на промежуточную частоту в смесителе АПЧ и КФ. При таком методе формирования опорного напряжения обеспечивается подавление сигналов только от неподвижных помех (местных предметов). Для компенсации доплеровского смещения частоты помехи, перемещающейся со скоростью ветра, частота когерентного напряжения может изменяться схемой компенсации ветра. При работе СОЦ на ходу СКВ управляется напряжением со схемы компенсации хода, что позволяет компенсировать доплеровское смещение частоты пассивной помехи, вызванное движением БМ.

В режиме внешней когерентности КГ дополнительно фазируется (подфазируется) сигналами пассивных помех через ЛЗ 0,45 мкс. При этом обеспечивается подавление как неподвижных, так и перемещающихся пассивных помех без использования СКВ. Линия задержки исключает фазирование КГ полезными сигналами в момент их воздействия на вход ФД, что предотвращает подавление сигналов целей в системе ЧПК.

Подавление пассивных помех и выделение сигналов движущихся целей производится методом двухкратной чересперiодной компенсации. Блок ЧПК является общим для СОЦ и ССЦ. При этом для СОЦ отводится основная часть дистанции (0—35 км), за исключением участка в 1,5 км, отведенного для ССЦ. Для предотвращения наложения сигналов от одной цели в каналах СОЦ и ССЦ передатчик СОЦ запускается на 10 мкс раньше передатчика ССЦ. Объединение сигналов СОЦ и ССЦ производится в сумматоре блока ОП63-6М3.

Подавление немодулированных сигналов пассивных помех и выделение модулированных сигналов движущихся целей в блоке

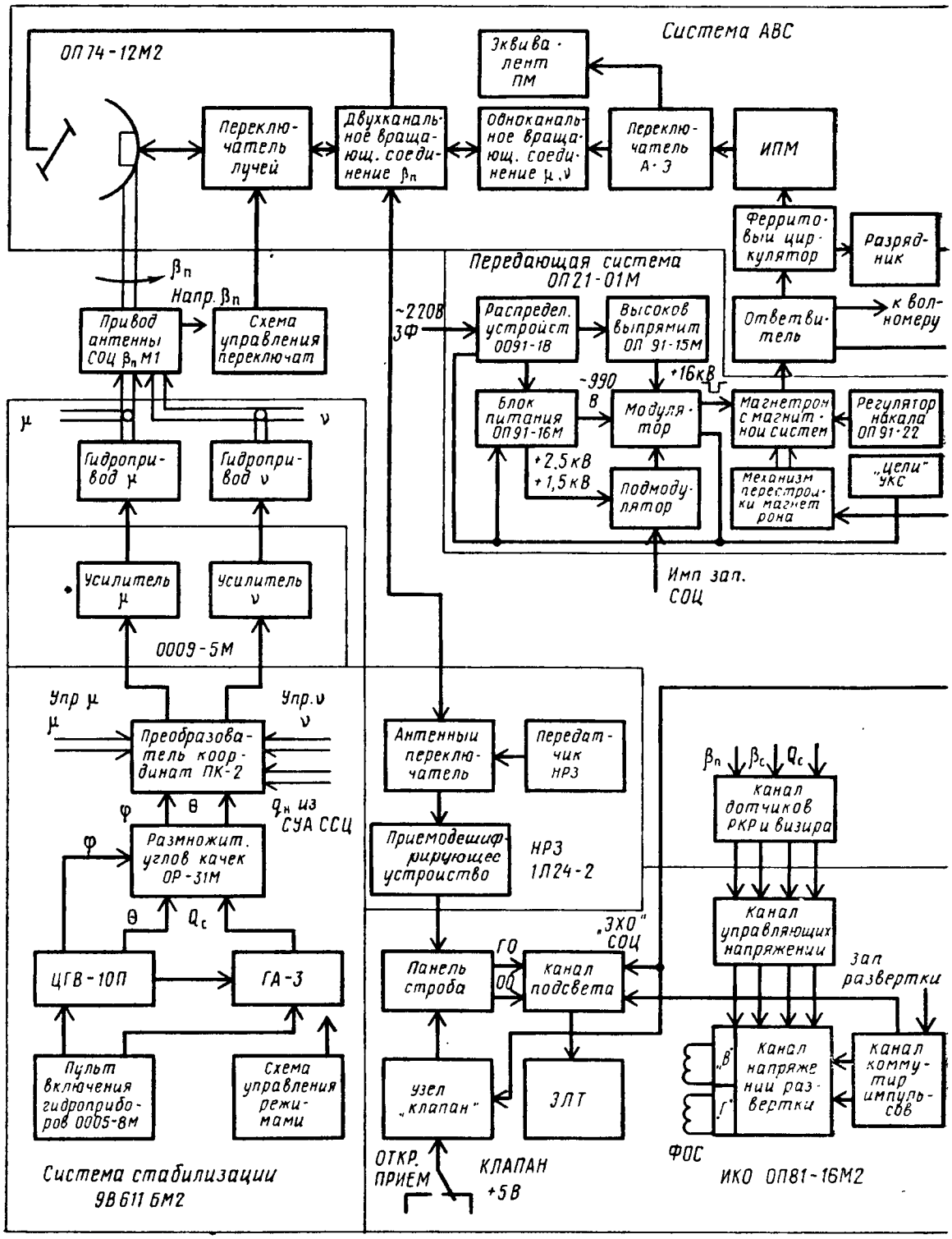
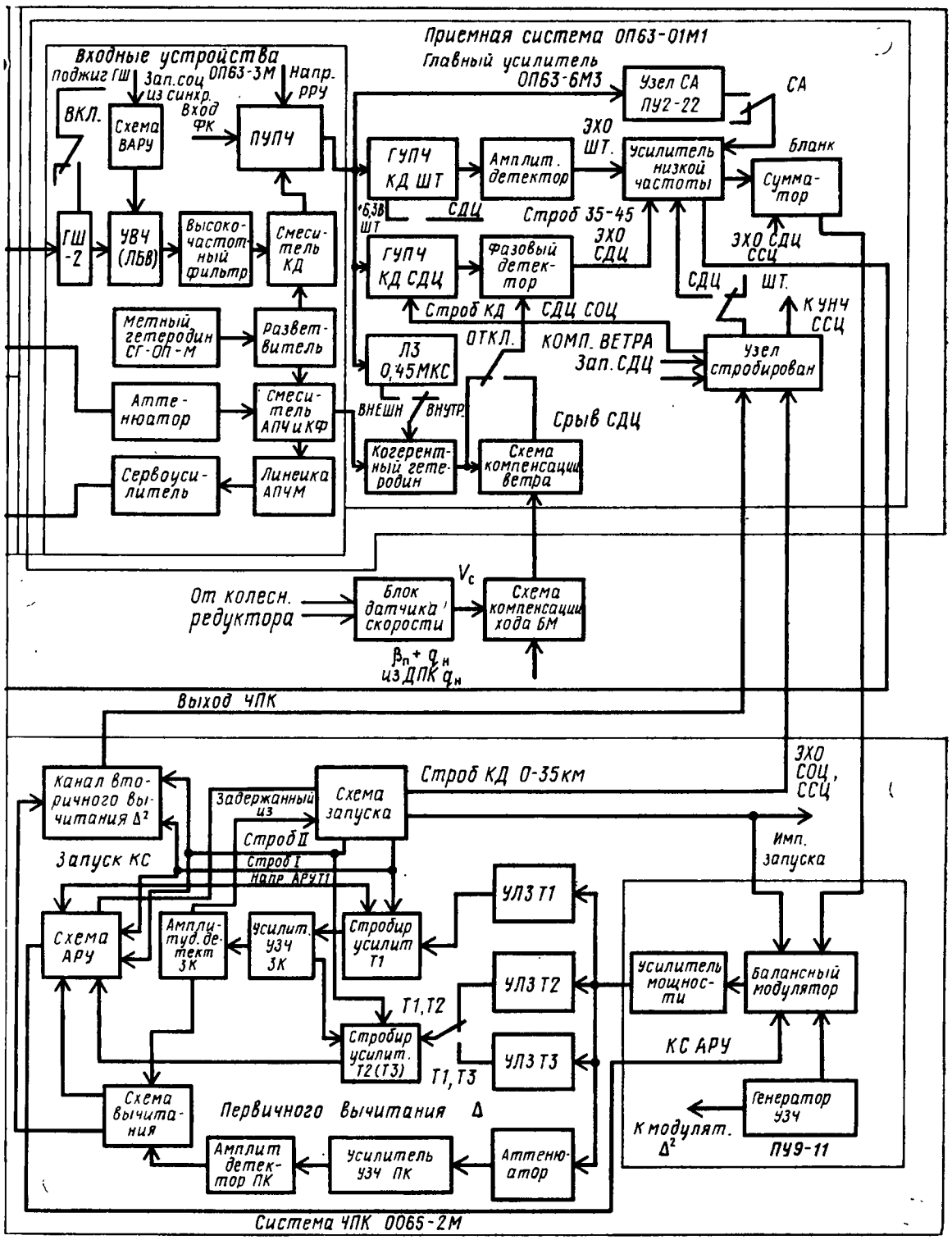


Рис. 2.2. Структур



ная схема СОЦ

ЧПК достигаются за счет вычитания сигналов прямого канала и запаздывающих на один период повторения сигналов задержанного канала. Для защиты от «слепых» скоростей целей применяется перемежение периодов повторения импульсов. Блок ЧПК может работать в режиме чередования периодов повторения T_1, T_2 или T_1, T_3. Режим работы выбирается оператором так, чтобы обеспечить лучшую наблюдаемость сигнала цели на ИКО. После захвата цели ССЦ режим синхронизации устанавливается автоматом переключения частот повторения ССЦ в зависимости от радиальной скорости сопровождаемой цели. Для подавления запериодных пассивных помех, т. е. сигналов от местных предметов и облаков, находящихся за пределами дальности действия СОЦ, применяется работа с фиксированным периодом повторения T_3.

Сигналы от движущихся целей с выхода блока ЧПК подаются в ключевую схему, где происходит временное разделение сигналов СОЦ и ССЦ. Далее сигналы СОЦ через УНЧ, согласующий задержку сигналов в режимах ШТ и СДЦ, подаются для индикации в ИКО. Рабочая дистанция в режиме СДЦ составляет 35 км. Для наблюдения целей за пределами этой дистанции в режиме СДЦ ГУПЧ КД ШТ открывается на участке 35—45 км соответствующим стробом. Однако подавление пассивных помех на этом участке дистанции не производится.

Для защиты от несинхронных импульсных помех, создаваемых соседними станциями, служит схема СА, которая может использоваться как в режиме ШТ, так и в режиме СДЦ.

На экране ИКО кроме отметок от целей отображаются сигналы опознавания. В смеситель подсвета ИКО подаются видеосигналы СОЦ из приемной системы и сигналы общего и гарантированного опознавания. Эхо-сигналы СОЦ также используются в схеме «клапан». Эхо-сигналы и сигналы опознавания отображаются на экране ИКО в виде яркостных отметок (рис. 2.3).

Выдача целеуказания ССЦ производится совмещением визира азимута и темнового визира дальности ССЦ с отметкой от цели на ИКО. При этом антенно-пусковое устройство поворачивается в направлении цели, а следящие стробы автодальномера ССЦ устанавливаются на дальность целеуказания.

Управляющие напряжения развертки СОЦ и визира ССЦ вырабатываются с учетом путевого угла БМ Q_c, поэтому развертки сохраняют ориентированное положение при поворотах БМ.

Платформа антенны СОЦ стабилизируется относительно плоскости горизонта при помощи системы стабилизации. Это исключает провалы в зоне обнаружения СОЦ при наклонах корпуса БМ в движении и изменении положения АПУ на стоянке, а также обеспечивает измерение координат целей и выдачу целеуказания ССЦ в стабилизированной системе координат. Кроме того, система стабилизации обеспечивает работу преобразователя координат ПК-1 ССЦ, измерение путевого угла БМ Q_c с помощью гирополукомпаса ГА-3 и автоматический подъем и укладку антенны СОЦ в различных режимах боевой работы.

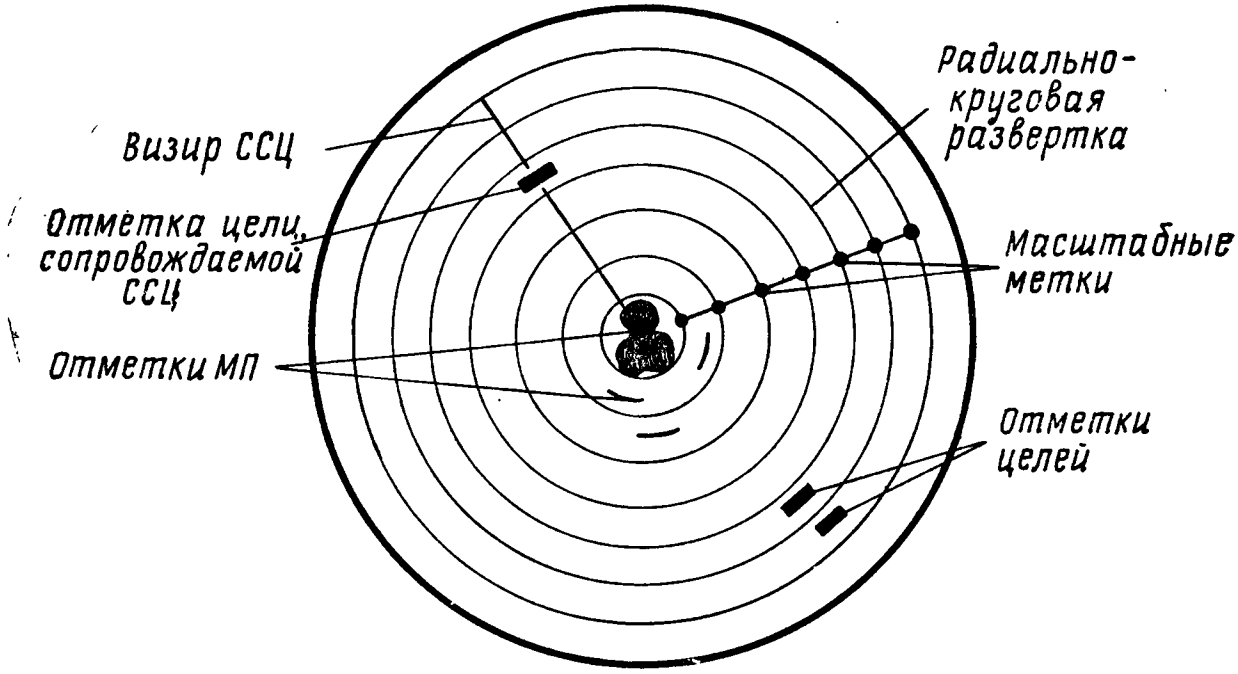


Рис. 2.3. Вид экрана ИКО

2.1.3. Устройство основных систем

Антенно-волноводная система СОЦ предназначена: для передачи СВЧ энергии от передатчика СОЦ к антенне и направленного излучения ее в пространство; для приема сигналов, отраженных от целей и передачи их на вход приемной системы; для передачи энергии от передатчика в эквивалент антенны при скрытной настройке станции (без излучения в пространство).

Антенна — блок ОП74-12М2 совмещает в себе собственно приемопередающую антенну СОЦ и приемопередающую антенну НРЗ. Антенна СОЦ представляет собой зеркальную параболическую антенну со специальным облучателем, обеспечивающим формирование в угломестной плоскости одного из трех лучей.

В режиме передачи СВЧ импульсы электромагнитной энергии, вырабатываемые магнетроном СОЦ, проходят через следующие узлы (рис. 2.2): ферритовый циркулятор; измеритель проходящей мощности, предназначенный для контроля средней мощности импульсов передатчика СОЦ; переключатель АНТЕННА — ЭКВИВАЛЕНТ; вращающиеся соединения μ и ν; двухканальное вращающееся соединение $\beta_п$, передающее энергию по каналам СОЦ и НРЗ при вращении антенны по азимуту; переключатель лучей; облучатель антенны.

В режиме приема высокочастотная энергия отраженных сигналов проходит в обратном направлении через те же узлы, что и в режиме передачи, и через резонансный разрядник РР-173 поступает в приемную систему СОЦ. Разрядник защищает от перегрузки УВЧ и кристаллические детекторы смесителя КД в режиме передачи. Ответвитель 74-10М обеспечивает работу системы АПЧМ и подключение волномера ОП41-1 для контроля частоты магнетрона.

Для обеспечения электрической прочности АВС (работы без пробоев и искрений) внутри узлов, работающих на передачу, создается избыточное давление воздуха 1,6—2,0 кгс/см².

Передающая система СОЦ (ОП21-01М) предназначена для генерирования импульсов СВЧ энергии заданной несущей частоты и мощности. В состав системы входят: модулятор с подмодулятором (блок ОП21-3М); магнетронный генератор с магнитной системой; блоки питания ОП91-15М, ОП91-16М; регулятор напряжения накала магнетрона (блок ОП91-22).

Передающая система размещена в блоке ОП03-4М1 антенно-пускового устройства. Распределительное устройство (блок 0091-18) расположен в стойке СП-2М1 операторского отделения.

Модулятор служит для преобразования постоянного напряжения +16 кВ, вырабатываемого высоковольтным выпрямителем ОП91-15М, в импульсы модулирующего напряжения отрицательной полярности амплитудой 23—27 кВ, подаваемые на катод магнетрона. Модулятор выполнен по схеме удвоения напряжения с частичным разрядом накопительных емкостей (рис. 2.4). Функцию ключей выполняют электронные лампы ГМИ-7-1, запертые в исходном состоянии напряжением 900 В. Накопительные конденсаторы в промежутках между импульсами запуска дозаряжаются от выпрямителя +16 кВ. При подаче отпирающего импульса на сетки модуляторных ламп I каскада через обмотку импульсного трансформатора протекает ток разряда конденсатора С1. Возникающим импульсом напряжения отпираются модуляторные лампы второго каскада, и через магнетрон протекает ток разряда последовательно включенных накопительных конденсаторов С1, С2.

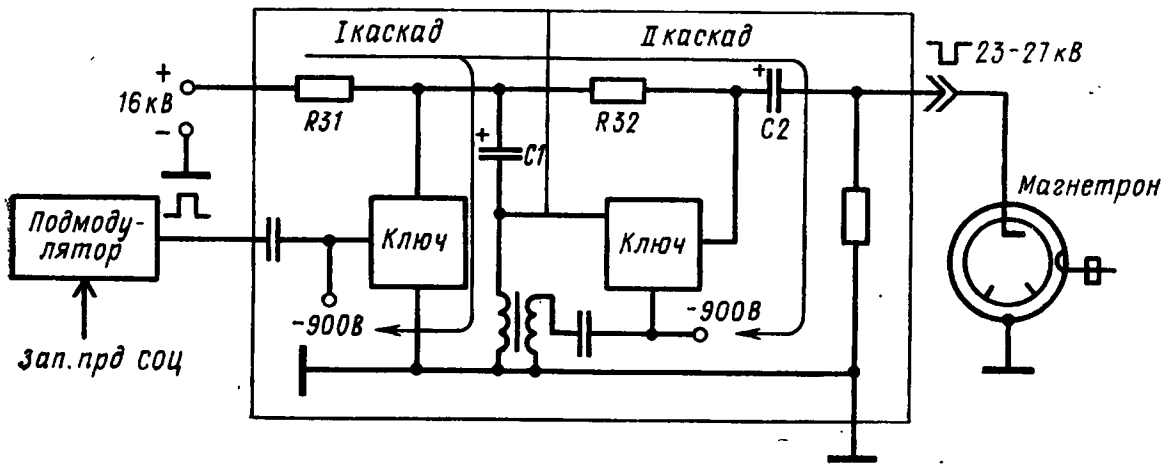


Рис. 2.4. Принцип работы модулятора

Подмодулятор служит для формирования импульсов положительной полярности заданной амплитуды и длительности, необходимых для отпирания модуляторных ламп. Для получения импульсов прямоугольной формы длительностью 0,45 мкс применяется блокинг-генератор с формирующей линией. Требуемый

сеточный ток модуляторных ламп обеспечивается за счет применения в подмодуляторе усилителя мощности.

Цепи управления, контроля и сигнализации передатчика СОЦ предназначены для соблюдения определенной последовательности включения передатчика, предохранения его от перегрузок и защиты расчета БМ от поражения токами высоких напряжений. В состав цепей УКС входят: цепь включения накала; цепь готовности; цепь включения высокого напряжения.

Цепь накала начинает работать при включении аппаратуры БМ, если крышки блоков ОП91-16М, ОП21-3М и отсека магнетронного генератора закрыты и подано трехфазное напряжение 220 В на вентиляторы передающей системы. Она обеспечивает: кратковременное (на 10 с) снижение накала, необходимое для ограничения токов в цепях накала модуляторных ламп и магнетрона в момент включения аппаратуры; подачу номинальных накальных напряжений для быстрого разогрева электронных ламп; снижение напряжения накала и его автоматическую регулировку после включения высокого напряжения.

Накальные напряжения для ламп модулятора и подмодулятора снимаются с трансформаторов блока ОП21-3М, а напряжение накала магнетрона — с трансформатора блока ОП03-4М1. При работе магнетрона в режиме генерации происходит дополнительный разогрев его катода, что приводит к увеличению анодного тока. Для поддержания номинального анодного тока после включения высокого напряжения передатчика в цепь накального трансформатора подключается блок регулирования накала ОП91-22.

Цепь готовности сигнализирует о том, что передатчик готов к включению высокого напряжения, зажиганием табло ГОТОВ на блоке ОП91-16М2. Она образуется контактами трехминутного реле времени шкафа управления ОО96-9М1; контактами реле блока ОП91-16М, сигнализирующего о наличии напряжения —900 В; контактами реле, защищающих от перегрузки выпрямители блоков питания; контактами пневмореле, замкнутыми при давлении воздуха в АВС более 1,35 кгс/см^2; контактами блокировок крышек блоков ОП91-15М, ОП03-4М1 и ОП21-3М.

Цепь включения высокого напряжения в основном проходит по цепи готовности и обеспечивает подачу напряжения 220 В на выпрямители +2500, +1500, +600 В и +16 кВ. Напряжение сети на выпрямитель +16 кВ подается двумя ступенями с интервалом 2 с: пониженное напряжение — «Тренировка» и номинальное напряжение — «Работа», что позволяет избежать высоковольтных пробоев в электронных приборах.

Система АПЧМ СОЦ предназначена для поддержания постоянной разностной частоты магнетрона f_0 и местного гетеродина $f_г$ приемной системы:

$$f_0 - f_г = f_{пр} = 30 \text{ МГц}. \qquad (2.1)$$

Уход частоты передатчика вызывается в основном температурными изменениями размеров резонаторных камер магнетронного

генератора. Подстройка частоты передатчика достигается перемещением штока магнетрона под действием механизма перестройки частоты. Необходимая точность поддержания частоты передатчика, а значит, промежуточной частоты приемника, определяется возможностями фазирования когерентного гетеродина в режиме СДЦ и составляет ±0,5 МГц.

Измерение рассогласования частоты производится линейкой АПЧМ. На ее вход подаются ослабленные сигналы передатчика, преобразованные в промежуточную частоту в смесителе АПЧ и КФ (рис. 2.2). На выходе линейки АПЧМ имеется сигнал ошибки,

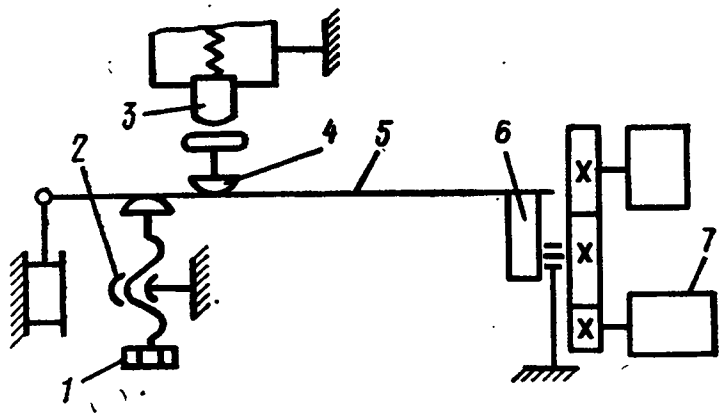


Рис. 2.5. Кинематическая схема механизма перестройки магнетрона:

1 — винт перестройки; *2* — стопорная гайка; *3* — шток; *4* — толкатель; *5* — суммирующий рычаг; *6* — кулачок; *7* — электродвигатель

пропорциональный величине и направлению рассогласования. Он преобразуется в сервоусилителе в напряжение частоты 400 Гц, усиливается по мощности и подается на электродвигатель *7* механизма перестройки, который перемещает шток *3* (рис. 2.5) магнетрона. Процесс подстройки частоты заканчивается при выполнении условия (2.1). Для уменьшения взаимных несинхронных помех между боевыми машинами подразделений устанавливается определенный разнос частот. Настройка передатчика СОЦ на определенную рабочую частоту производится винтом *1* перестройки, воздействующим на суммирующий рычаг *5* механизма. После установки частоты винт *1* фиксируется гайкой *2*. Кулачок *6* механизма воздействует на второе плечо рычага *5*, подстраивая частоту магнетрона за счет небольших перемещений толкателя *4* относительно исходного положения.

Для удержания штока магнетрона при выключенном высоком напряжении передатчика в положении, обеспечивающем захват частоты, в системе имеется режим ручной подстройки частоты магнетрона. В этом режиме сигнал ошибки вырабатывается мостом сопротивлений, образованным задающим потенциометром РЕГ. РПЧМ и отрабатывающим потенциометром М, кинематически связанным с валом кулачка механизма перестройки (рис. 2.6). Сигнал ошибки, пропорциональный рассогласованию

потенциометров, подаётся на вход сервоусилителя и отрабатывается механизмом перестройки. При установке частоты передатчика СОЦ кулачок механизма с помощью потенциометра РЕГ. РПЧМ устанавливается в среднее положение (165 делений шкалы).

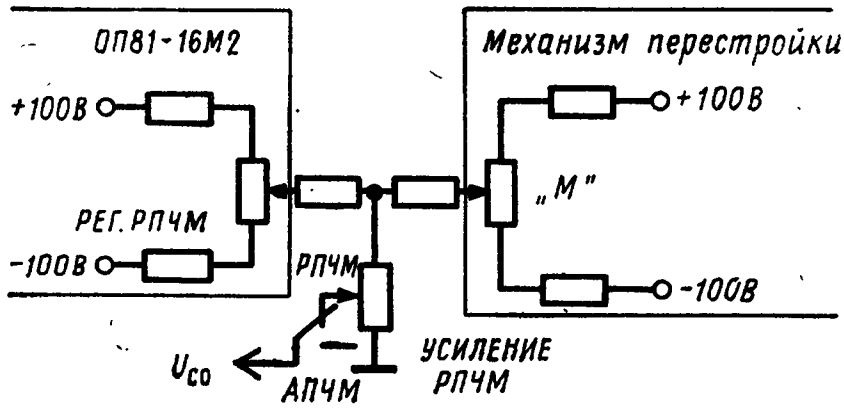


Рис. 2.6. Электрический мост сопротивлений в режиме РПЧМ

Приемная система СОЦ (ОП63-01М1) предназначена для преобразования и усиления отраженных от целей сигналов, принятых антенной, до уровня, необходимого для работы индикатора кругового обзора и схемы «клапан» НРЗ. Приемная система (совместно с системой ЧПК) обеспечивает подавление сигналов пассивных помех методами СДЦ, а также подавление несинхронных импульсных помех в режиме СА.

Приемная система выполнена по супергетеродинной схеме с однократным преобразованием частоты. Величина промежуточной частоты равна 30 МГц. Конструктивно приемная система СОЦ состоит из двух блоков: ОП63-3М1 — входные устройства; ОП63-6М3 — главный усилитель. Напряжение питания приемной системы вырабатывается блоками ОП93-25М, ОО93-28. Высокочастотная часть системы размещена в блоке ОП61-3М1.

Отраженные от целей сигналы подаются на вход УВЧ через волноводную арматуру генератора шума ГШ-2 (рис. 2.2). В боевом режиме ГШ отключен и не оказывает влияния на прохождение сигналов. УВЧ выполнен на лампе бегущей волны, что обеспечивает высокую чувствительность приемной системы. На управляющий электрод лампы подается импульсное напряжение со схемы ВАРУ, которое в пределах дистанции 10—12 км изменяет коэффициент усиления ЛБВ по экспоненциальному закону. На выходе УВЧ установлен высокочастотный фильтр, настроенный на частоту передатчика СОЦ. Он служит для ослабления помех, принимаемых по зеркальному каналу. Фильтр представляет собой объемный резонатор. Установка частоты фильтра производится микрометрическим винтом.

Преобразователь частоты включает смеситель КД, местный гетеродин СГ-ОП-М с разветвителем и фильтр промежуточной час-

тоты. Смеситель выполнен по балансной схеме, что позволяет уменьшить прохождение собственных шумов гетеродина в тракт промежуточной частоты. Фильтр смесителя представляет собой колебательный контур, встроенный в ПУПЧ. Местный гетеродин выполнен на отражательном клистроне. Высокая стабильность частоты колебаний гетеродина, необходимая для эффективной работы системы СДЦ, обеспечивается высокой добротностью и малыми температурными изменениями размеров резонатора, изготовленного из инвара, стабилизацией питающих напряжений, применением амортизированной подвески узла гетеродина.

Усилитель промежуточной частоты конструктивно разделен на ПУПЧ, расположенный во входных устройствах, и ГУПЧ, расположенный в операторском отделении. Предварительное усиление необходимо для предотвращения подавления слабых сигналов тепловыми шумами соединительного кабеля. В УПЧ производятся основное усиление и частотная селекция сигналов.

В штатном режиме выходные сигналы ГУПЧ детектируются амплитудным детектором и подаются в УНЧ, который служит для выравнивания усиления и задержки сигналов каналов ШТ и СДЦ, и далее поступают в блок ОП81-16М2 для индикации. В режиме СА УНЧ совместно с узлом ПУ2-22 обеспечивает защиту приемного тракта от несинхронных импульсных помех. Схема СА использует различия в частотах и амплитудах полезных сигналов и НИП. За счет применения режекторного фильтра в узле ПУ2-22 создается частотная характеристика с провалом на частоте 30 МГц, что приводит к ослаблению полезных сигналов и усилению сигналов НИП. С помощью пороговой схемы для импульса НИП, превысившего порог, формируется бланкирующий импульс, запирающий УНЧ на время действия НИП.

В режиме СДЦ усиленные сигналы детектируются фазовым детектором КД СДЦ. Опорное напряжение промежуточной частоты вырабатывается когерентным гетеродином. Биения между входным и опорным сигналами вызывают амплитудную модуляцию продетектированных видеоимпульсов в случае движущейся цели. Для неподвижных пассивных помех модуляция отсутствует, что позволяет их подавить в системе ЧПК. Схема компенсации ветра позволяет изменить частоту опорного напряжения на величину доплеровского смещения частоты помехи $F_{дп}$. СКВ выполнена с двойным преобразованием частоты (рис. 2.7). Частоты кварцевых генераторов могут перестраиваться на величину $\Delta f/2$ в различных направлениях. Фильтр *1* выделяет напряжение разностной частоты $f_{кг}-(f_{кв}\pm\Delta f/2)$. Фильтр *2* выделяет напряжение суммарной частоты $f_{кг}\pm\Delta f$. При условии $\Delta f\approx F_{дп}$ происходит компенсация сигналов пассивных помех в системе ЧПК.

Схема компенсации хода самохода также управляет частотой кварцевых генераторов СКВ пропорционально радиальной скорости БМ v_{rc} в направлении на помеху (рис. 2.8):

$$v_{ч.с}=v_c\cos(\beta_п+q_н).$$

Напряжение, пропорциональное v_c, вырабатывается тахогенератором блока датчика скорости, кинематически связанным с колесным редуктором самохода. Решение уравнения относительно v_{rc} производится схемой из двух СКВТ, расположенных в приводах $\beta_п$М и ДПК $q_н$. Напряжение, пропорциональное $v_{r.c}$, суммируется с напряжением компенсации ветра и подается для управления кварцевыми генераторами СКВ.

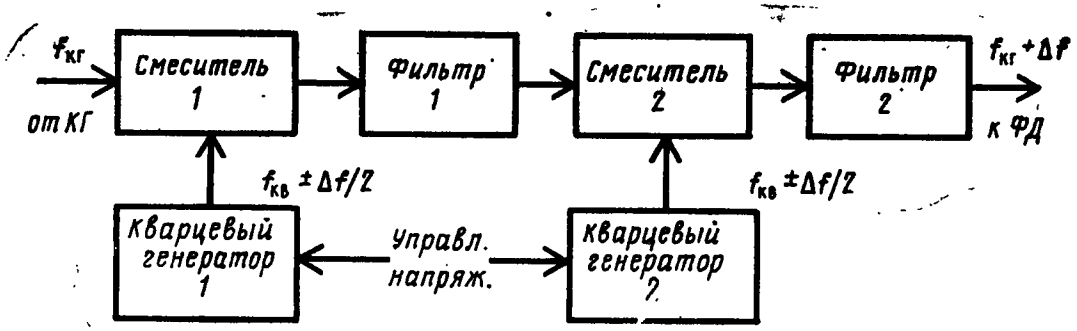


Рис. 2.7. Схема компенсации скорости ветра

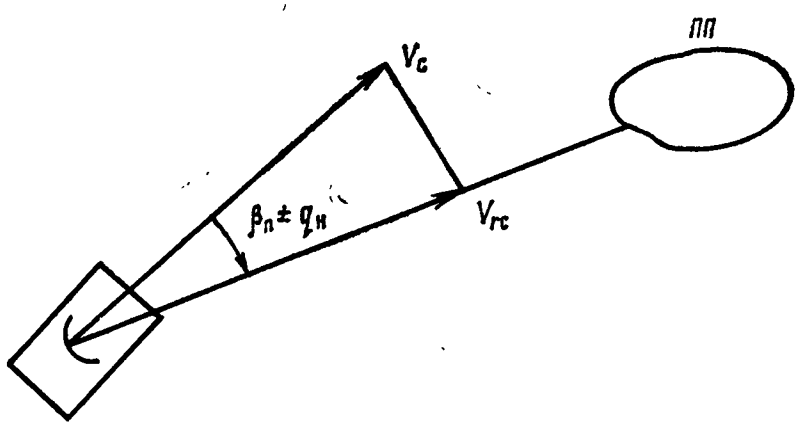


Рис. 2.8. К определению радиальной скорости БМ

Подавление пассивных помех и выделение полезных сигналов по каналу СОЦ и ССЦ производится общим блоком ЧПК. Для стробирования ГУПЧ КД СДЦ СОЦ и ССЦ и разделения выходных сигналов блока ЧПК служит узел стробирования. На его вход поступают строб КД длительностью, соответствующей дальности 0—35 км из блока ЧПК, импульсы запуска и срыва полуторакилометрового строба из автодальномера ССЦ (рис. 2.9). Узел стробирования формирует стробы каналов дальности СОЦ и ССЦ, которые подаются на ГУПЧ СОЦ и ССЦ, обеспечивая их открывание на соответствующих участках дистанции. На рис. 2.9 также поясняется принцип разделения выходных сигналов ЧПК по каналам СОЦ и ССЦ.

Система чересперiодной компенсации (блок ОО65-2М) предназначена для выделения сигналов от движущихся целей и подавления сигналов пассивных помех в каналах дальности СОЦ и ССЦ, а также для синхронизации систем БМ в режиме СДЦ.

Система ЧПК обеспечивает величину нескомпенсированных остатков сигналов от местных предметов не более 5%.

Блок ЧПК состоит из двух каналов вычитания (Δ — первый канал вычитания, Δ^2 — второй канал вычитания), узла запуска и узла автоматической регулировки усиления. В состав каждого из каналов вычитания входят модулятор, три двухканальные ультразвуковые линии задержки (общие для каналов Δ и Δ^2) и усилитель несущей частоты. Питание анодных и сеточных цепей блока ОО65-2М осуществляется от блока питания ОО93-14А, накальных цепей — от блока ОО93-19.

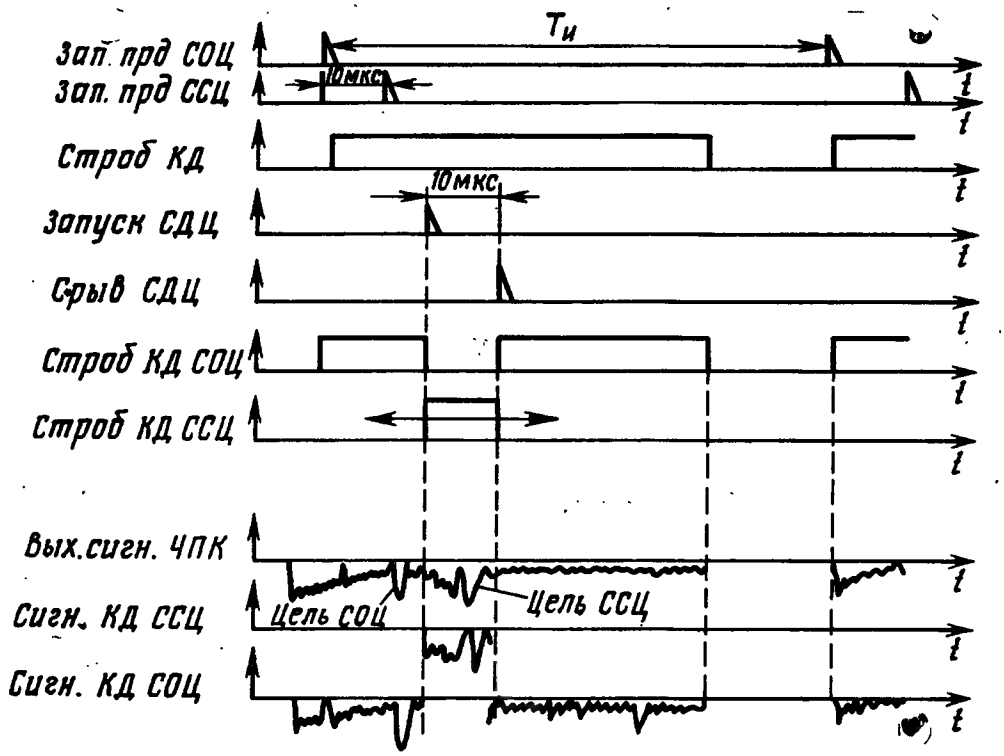


Рис. 2.9. Временные диаграммы узла стробирования

Канал вычитания Δ обеспечивает преобразование видеосигналов СОЦ и ССЦ, поступающих с сумматора блока ОП63-6М, в радиосигналы ультразвуковой частоты, их задержку на период повторения импульсов, обратное преобразование в видеосигналы и вычитание сигналов прямого и задержанного каналов (рис. 2.2). Преобразование входных сигналов в колебания УЗЧ выполняет модулятор, включающий автогенератор ультразвуковой частоты, амплитудный модулятор и усилитель мощности. Колебания УЗЧ, промодулированные видеосигналом, с выхода модулятора подаются на пьезоэлектрические преобразователи УЛЗ. Одновременно ослабленный сигнал подается в усилитель УЗЧ прямого канала. В УЛЗ возбуждается акустическая волна, распространяющаяся по звукопроводу со скоростью 3122 м/с. Для уменьшения линейного размера УЛЗ используется многократное отражение звуковой волны (рис. 2.10). При такой конструкции УЛЗ обеспечивается два

независимых идентичных канала задержки в общем звукопроводе. УЛЗ T_1, T_2 и T_3 отличаются длиной звукопровода.

Звуковая волна возбуждает выходной пьезопреобразователь, на выходе которого возникает электрический сигнал УЗЧ, ослабленный на 60—80 дБ. Затухание в УЛЗ компенсируется усилением сигнала в усилителе УЗЧ ЗК. Продетектированные сигналы ПК и ЗК подаются в схему вычитания, где происходит подавление немодулированных сигналов пассивных помех и выделение полезных сигналов (рис. 2.11).

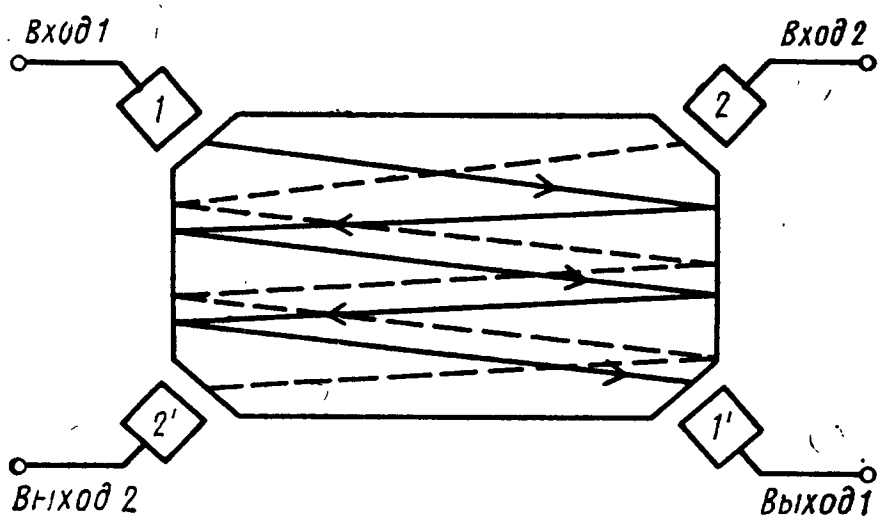


Рис. 2.10. Двухканальная УЛЗ:
1, 2 — входные пьезопреобразователи; *1', 2'* — выходные пьезопреобразователи

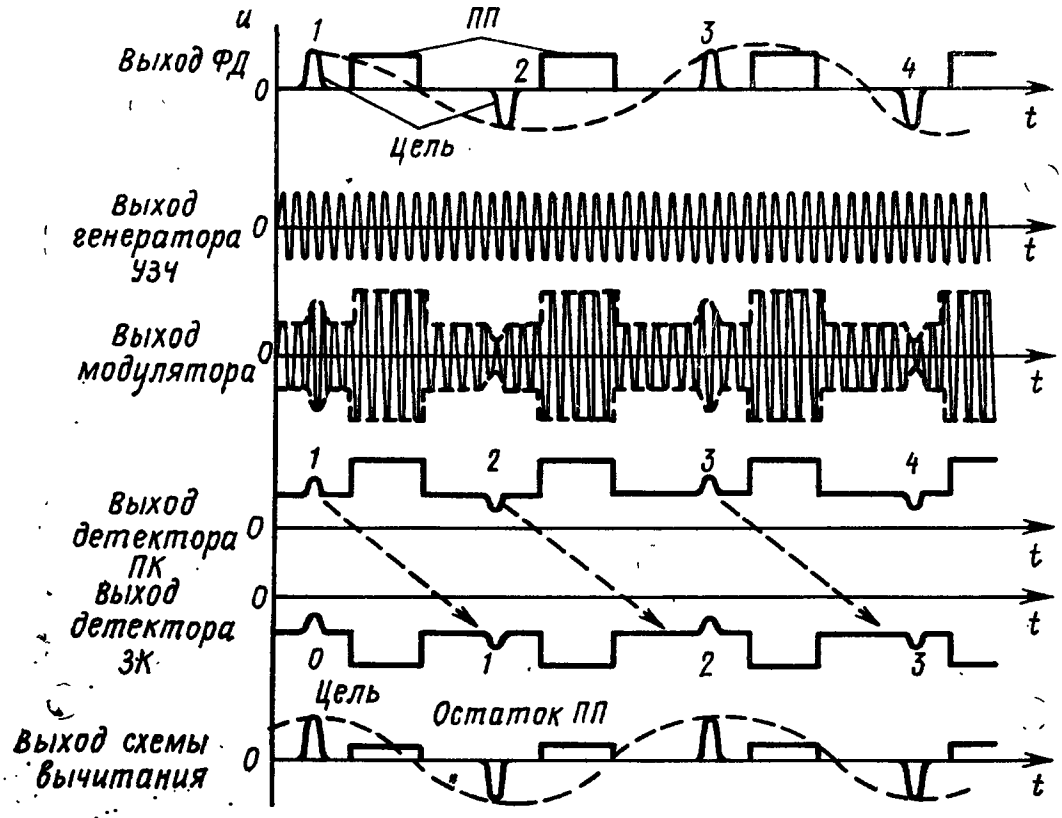


Рис. 2.11. Временные диаграммы канала вычитания Δ

В режиме перемежения частот повторения к усилителю УЗЧ ЗК поочередно подключаются выходы УЛЗ T_1, T_2 или T_1, T_3 с помощью двух стробируемых усилителей, управляемых противофазными стробами I и II. Стробы вырабатываются схемой запуска в конце рабочей дистанции СОЦ. Для работы в режиме фиксированного периода повторения T_1 (T_3) вместо стробов на один из усилителей подается постоянное отпирающее, а на другой — постоянное запирающее напряжение. Схема запуска вырабатывает импульс синхронизации БМ в режиме СДЦ. Для этого сформированный блокинг-генератором импульс запуска подается в модулятор канала вычитания Δ^2, проходит через ЗК, детектируется, выделяется в селекторе и запускает генератор. Таким образом, осуществляется регенерация импульса запуска. В систему синхронизации поступают импульсы запуска, период повторения которых равен времени задержки сигналов в УЛЗ.

Выравнивание усилений ПК и ЗК осуществляется за счет регулирования коэффициента усиления ЗК. Эта задача решается узлом автоматической регулировки усиления. В составе узла имеется формирователь контрольного сигнала КС АРУ, который подается в модуляторы каналов вычитания. Неравенство коэффициентов передачи ПК и ЗК приводит к неполной компенсации контрольного сигнала. Нескомпенсированные остатки КС АРУ, пропорциональные величине рассогласования усилений ПК и ЗК, подаются в узел АРУ, где они преобразуются в напряжения регулировки усиления задержанных каналов. Усиление прямого канала в любом случае устанавливается переменным резистором УСИЛ. ПРЯМ. КАН. так, чтобы общий коэффициент передачи блока составлял около единицы.

Канал вычитания Δ^2 имеет некоторые отличия от канала вычитания Δ. В модуляторе вместо кварцевого генератора применяется усилитель УЗЧ, на вход которого поданы колебания с генератора канала Δ; для формирования импульса запуска совместно с узлом запуска используется только канал вычитания Δ^2; на выходе фазоинвертора канала вычитания Δ^2 подключен двухполупериодный выпрямитель, преобразующий двухполярный видеосигнал в однополярный сигнал отрицательной полярности, аналогичный сигналу приемной системы в режиме ШТ.

Индикатор кругового обзора предназначен для визуального наблюдения воздушной обстановки, грубого определения наклонной дальности и азимута целей и выдачи целеуказания по одной из целей на ССЦ.

В состав системы входят блок ИКО ОП81-16М2 и датчик каналов радиально круговой развертки и развертки визира. ИКО имеет три масштаба дальности: 0—15 км, 0—35 км, 10—45 км. Для отсчета дальности до цели на РКР индикатора формируются масштабные метки дальности. В режиме 0—15 км первая масштабная метка соответствует 2 км, вторая — 7 км и третья — 12 км дальности. В режимах 0—35 км и 10—45 км вырабатывается семь меток дальности через 5 км. Отсчет азимута целей производится

по шкале, нанесенной на обрамление экрана. Для измерения курсового параметра цели в обрамление экрана ИКО встроена поворотная шкала с семью рисками, интервал между которыми соответствует двум километрам дальности. В ИКО размещена аппаратура сопряжения СОЦ с НРЗ.

ИКО представляет собой электронно-лучевой индикатор с неподвижной отклоняющей системой и с яркостной индикацией сигналов. Функционально в состав схемы ИКО входят каналы и узлы, расположенные в блоке ОП81-16М2: канал коммутирующих импульсов; канал управляющих напряжений; канал разверток; канал подсвечивающих импульсов; узел электронно-лучевой трубки.

Канал датчиков РКР и визира служит для формирования напряжений частоты 400 Гц, амплитуда которых изменяется по законам синуса и косинуса углов поворота антенн СОЦ и ССЦ по азимуту относительно ориентированного направления. Поскольку антенна СОЦ получает дополнительное вращение при изменении путевого угла самохода Q_c и при повороте АПУ относительно продольной оси БМ на угол $q_н$, датчик РКР вырабатывает напряжения в соответствии с выражениями:

$$u_{рв}(t) = U_m \sin \omega t \sin(\beta_п + Q_c + q_н); \quad (2.2)$$
$$u_{рг}(t) = U_m \sin \omega t \cos(\beta_п + Q_c + q_н),$$

где $\beta_п$ — угол поворота антенны СОЦ относительно продольной оси АПУ;

ω — круговая частота напряжения сети.

Аналогично датчик развертки визира ССЦ вырабатывает напряжения:

$$u_{вв}(t) = U_m \sin \omega t \sin(\beta_c + Q_c); \quad (2.3)$$
$$u_{вг}(t) = U_m \sin \omega t \cos(\beta_c + Q_c),$$

где β_c — азимутальное положение антенны ССЦ в стабилизированной системе координат (в плоскости горизонта).

Датчики РКР и РВ выполнены на СКВТ, расположенных в соответствующих приводах в блоке ОР-31М.

В канале управляющих напряжений с помощью фазовых детекторов и фильтров низких частот выделяются огибающие напряжений (2.2), (2.3), формируемых датчиками РКР и РВ. Эти напряжения подаются в канал разверток на коммутаторы управляющих напряжений развертки по вертикали и горизонтали. Коммутаторы подключают к генераторам развертки управляющие напряжения РКР в течение 15 периодов повторения импульсов СОЦ и управляющие напряжения РВ в течение одного периода повторения. За счет этого достигается независимое формирование РКР и РВ с помощью общей схемы.

Для получения пилообразного напряжения развертки применяется медленный заряд емкости генератора развертки управляющим напряжением (прямой ход развертки) и последующий быстрый её разряд через малое сопротивление открытого ключа генератора (обратный ход развертки). Пилообразные напряжения

развертки в каналах горизонтального и вертикального отклонения подаются на входы усилителей тока развертки, анодными нагрузками которых являются отклоняющие катушки горизонтального и вертикального отклонения. В отклоняющих катушках создается магнитное поле, вызывающее отклонение электронного луча ЭЛТ и создание РКР и РВ.

Канал коммутирующих импульсов формирует импульсы прямоугольной формы длительностью, равной времени прямого хода радиальной развертки, которые управляют генераторами разверток и каналом подсвечивающих импульсов. Генератор, формирующий эти импульсы, запускается импульсами, вырабатываемыми в схеме синхронизации БМ. Временное положение импульсов запуска ИКО зависит от положения переключателя ДАЛЬНОСТЬ блока ОП81-16М2.

Канал подсвечивающих импульсов предназначен для формирования импульсных сигналов, обеспечивающих подсвет прямого хода РКР и РВ, и для создания яркостных отметок отраженных сигналов, сигналов опознавания и масштабных меток дальности. Схема обеспечивает раздельную регулировку яркости радиолокационного изображения, масштабных меток и визира.

Система стабилизации 9В611БМ2 предназначена для удержания антенны СОЦ в плоскости горизонта при работе БМ на стоянке и в движении; автоматического подъема антенны СОЦ при включении аппаратуры БМ; автоматической укладки антенны СОЦ в заданный габарит при проезде под мостами и при стопорении по-походному; измерения углов наклона корпуса БМ (Ψ и Θ), необходимых для работы системы управления антенной ССЦ; автоматического ограничения углов наклона оси вращения антенны СОЦ (μ, ν) при больших наклонах корпуса БМ; измерения путевого угла БМ (Q_c) относительно ориентированного направления **север — юг.**

Конструктивно система стабилизации включает следующие блоки и устройства: гироскопические приборы (гироагрегат ГА-3, центральную гировертикаль ЦГВ-10П), пульт включения гироприборов (блок ОО05-8М), блок размножителей качек ОР-31М, сельсинные приводы по координатам μ и ν; станцию усиления (блок ОО09-5М); гидравлические приводы μ и ν.

Основные технические характеристики системы стабилизации:

точность горизонтирования антенны при работе на стоянке в режиме БР не хуже ±00-08;

точность стабилизации антенны при работе в движении по координате μ не хуже ±00-30, по координате ν не хуже ±00-20;

время укладки антенны для проезда под мостами не более 10 с;

время готовности к работе не более 3 мин.

Система стабилизации может работать в следующих режимах: боевом, дежурном, укладки для проезда под мостами. Кроме того, возможны так называемые аварийные режимы работы.

Объектом стабилизации является антенна СОЦ, связанная с корпусом блока ОП03-4М1 через силовой карданный подвес, имеющий две степени свободы. Она установлена в подшипнике на корпусе привода $\beta_п$ М1, который является внутренней рамой карданного подвеса. Внутренняя рама установлена в наружной раме карданного подвеса и может поворачиваться относительно нее вокруг оси ν под действием силового цилиндра. Наружная рама связана с корпусом блока ОП03-4М1 через силовой редуктор ($i=430$) и гидромотор привода μ и может поворачиваться вокруг оси μ. Силовой карданный подвес расположен так, что ось ν параллельна, а ось μ перпендикулярна продольной оси АПУ. С осями силового карданного подвеса кинематически связаны датчики сельсинных приводов, по сигналам которых происходит управление гидроприводами в различных режимах работы системы стабилизации. На корпусе блока ОП03-4М расположены также все остальные элементы гидроприводов (гидронасосы, гидравлические магистрали, индуктивные датчики давления, пополнительные баки и пр.). Гироскопические приборы, пульт включения гироприборов (блок ОО05-8М), станция усиления (блок ОО09-5М), блок размножителей качек ОР-31М установлены в операторском отделении БМ.

Стабилизация антенны СОЦ осуществляется двумя гидравлическими приводами. В состав каждого из гидроприводов входят гидравлический насос № 0,5, гидромотор № 0,5 с редуктором (в приводе μ) или силовой цилиндр (в приводе ν), гидромагистрали, сообщающиеся через дроссель, и индуктивные датчики давления ИДС-150 (рис. 2.12). Управляющим воздействием для гидропривода является ток управления $I_{у\mu}$ ($I_{у\nu}$), протекающий через обмотку электромагнита насоса. Величина и направление тока управления определяются амплитудой и полярностью полного сигнала ошибки, который для приводов μ и ν описывается выражениями:

$$u_{со_\mu} = u_{у_\mu} + u_\Psi + u_{\dot\Psi} + u_{Д_\mu}; \qquad (2.4)$$

$$u_{со_\nu} = u_{у_\nu} + u_\theta + u_{\dot\theta} + u_{Д_\nu},$$

где

$u_{у\mu}$, $u_{у\nu}$ — сигналы отклонения антенны СОЦ от плоскости горизонта по координатам μ, ν;

u_Ψ, $u_{\dot\Psi}$, u_θ, $u_{\dot\theta}$ — сигналы компенсации динамического запаздывания приводов (коррекция по возмущающему воздействию);

$u_{Д\mu}$, $u_{Д\nu}$ — сигналы местной отрицательной обратной связи гидроприводов, вырабатываемые датчиками давления.

Суммирование составляющих сигнала ошибки, его усиление и преобразование в токи управления производятся усилителями У1 и У2 блока ОО09-5М.

В режиме БР выработка сигналов отклонения $u_{у_\mu}$, $u_{у_\nu}$ осуществляется измерительным устройством системы стабилизации, в состав которого входит прибор ЦГВ-10П, следящие системы Ψ

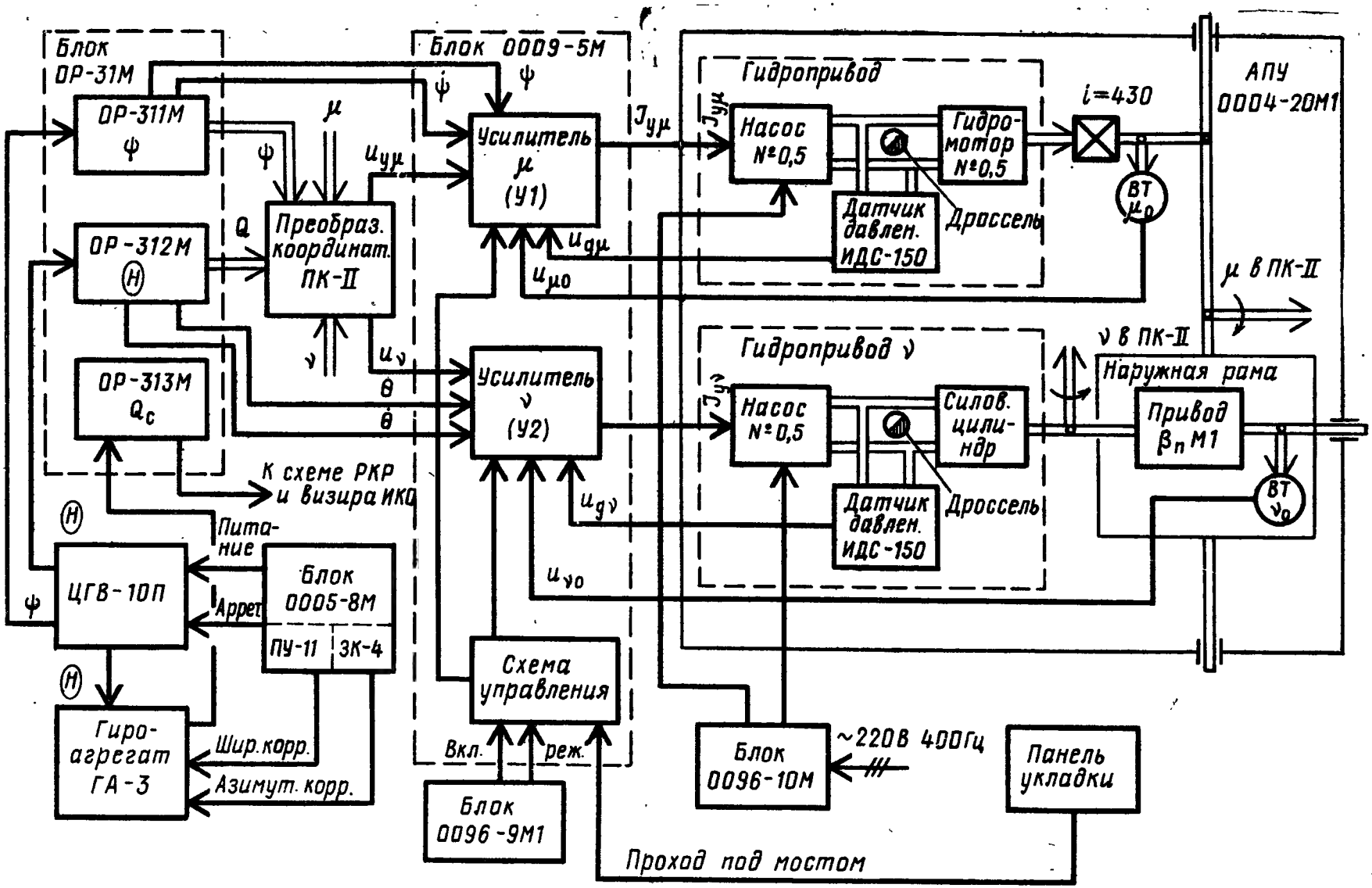


Рис. 2.12. Упрощенная функциональная схема системы стабилизации

и Θ блока ОР-31М и преобразователь координат ПК-2. Основу измерительного устройства составляет гироскопический прибор ЦГВ-10П, определяющий углы наклона корпуса БМ Ψ и Θ (рис. 2.13) относительно плоскости горизонта. Он закреплен на днище БМ в операторском отделении и ориентирован так, что ось Θ параллельна продольной оси БМ. При наклонах корпуса БМ *1* главная ось H_c гироплатформы *7* сохраняет вертикальное положение, а внутренняя *6* и наружная *5* рамки ЦГВ-10П поворачиваются на соответствующие углы вместе с роторами сельсинов-датчиков *3, 4* углов Ψ, Θ (рис. 2.14). Углы Ψ и μ, Θ и ν совпадают лишь в случае, если угол $q_н$ поворота АПУ *2*, на котором установлен силовой карданный подвес, равен нулю. При $q_н$, отличном от нуля, измерительная (Ψ, Θ) и исполнительная (μ, ν) системы координат не совпадают.

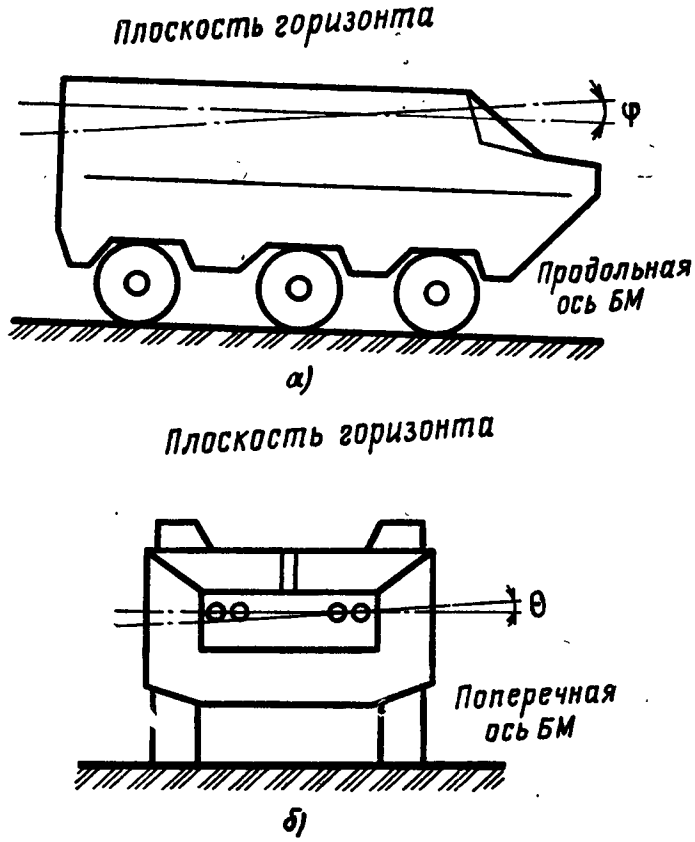


Рис. 2.13. Углы наклона БМ:
а — угол ψ; *б* — угол Θ

Преобразователь координат ПК-2 обеспечивает связь измерительной и исполнительной систем координат с учетом угла $q_н$. Входные величины ПК-2 задаются в виде углов поворота роторов вращающихся трансформаторов. Преобразование электрических сигналов Ψ, Θ, вырабатываемых ЦГВ-10П, в угловые перемещения роторов ВТ осуществляется следящими системами блока ОР-31М (рис. 2.12).

Таким образом, при наклоне корпуса БМ в движении или при повороте АПУ на стоянке возникает несоответствие исполнитель-

ных координат μ, ν введенным в ПК-2 углам Ψ, Θ и $q_н$, что приводит к появлению на его выходах напряжений $u_{у_\mu}$, $u_{у_\nu}$, являющихся сигналами ошибки. Они суммируются в усилителях У1, У2 блока ОО09-5М с сигналами компенсации динамического запаздывания и с сигналами местной отрицательной обратной связи в соответствии с выражениями (2.4) и преобразуются в токи управления $I_{у_\mu}$, $I_{у_\nu}$.

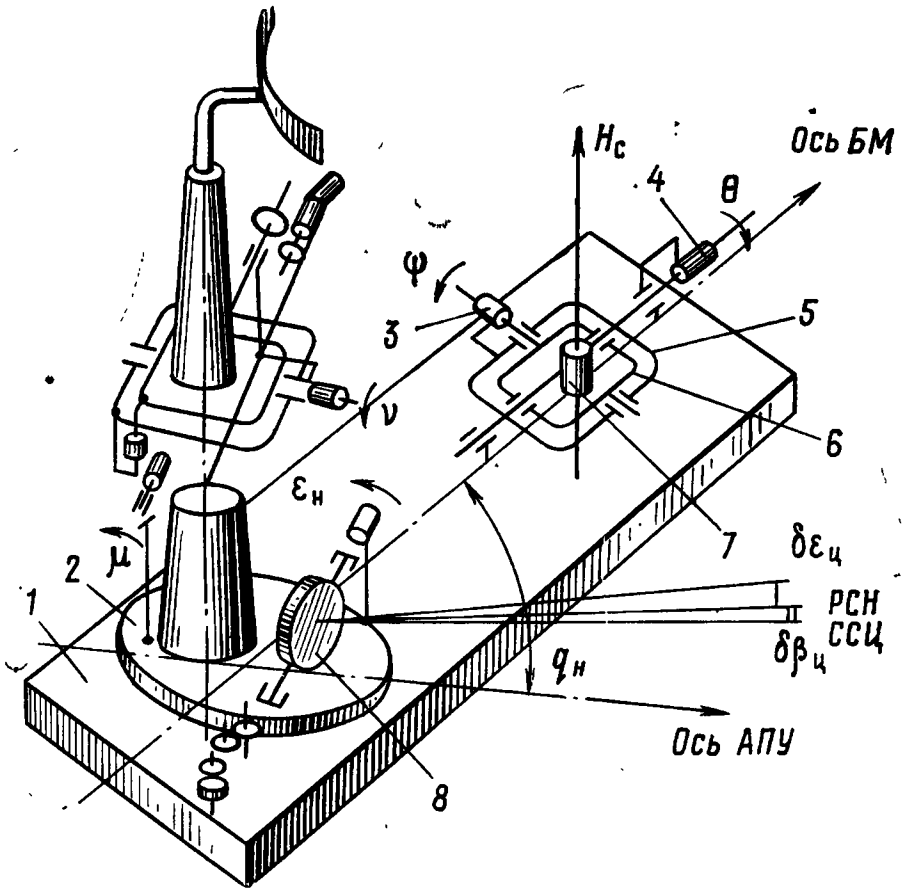


Рис. 2.14. Кинематическая схема системы стабилизации

Токи управления, протекая через обмотки электромагнитов механизмов управления насосов, преобразуются в пропорциональные изменения расхода рабочей жидкости и давления в гидромагистралях. При этом приводятся в движение вал гидромотора μ и поршень силового цилиндра ν. Гидромотор поворачивает наружную раму карданного подвеса относительно корпуса блока ОП03-4М1, а силовой цилиндр — корпус привода $\beta_п$М1 относительно наружной рамы. За счет этого восстанавливается стабилизированное положение антенны СОЦ.

Для повышения устойчивости стабилизации антенны СОЦ и снижения динамических ошибок при работе в движении в системе стабилизации применяются местные отрицательные обратные связи и коррекция по возмущающим воздействиям. Стабилизирующая отрицательная обратная связь в каждом приводе создается за счет

индуктивных датчиков давления. Напряжение обратной связи $u_{Д_\mu}$ ($u_{Д_\nu}$) пропорционально разности давлений в магистралях гидропривода. Коррекция по сигналам u_Ψ, $u_{\dot\Psi}$ (u_Θ, $u_{\dot\Theta}$) уменьшает влияние инерционности следящих систем Ψ и Θ на точность работы системы стабилизации в движении. Система стабилизации обеспечивает управление положением антенны СОЦ в режиме БР относительно оси μ в пределах от —10,8 до 15° и относительно оси ν в пределах $\pm 9{,}5°$. Такие значения углов μ и ν являются предельными. При наклонах БМ в движении более 9° следящие системы Ψ и Θ не отрабатывают и горизонтирование антенны СОЦ нарушается.

При выключении системы стабилизации или при укладе антенны СОЦ схема управления обеспечивает переключение приводов на управление по сигналам датчиков укладки (ВТ μ_0 и ν_0). Электрический ноль ВТ μ_0 установлен при $\mu = 105°$, а ВТ ν_0 — при $\nu = 0$. При подключении датчиков укладки гидропривод ν устанавливает внутреннюю раму карданного подвеса в среднее положение относительно наружной рамы, а гидропривод μ поворачивает наружную раму на угол 105°. После выключения системы стабилизации антенна СОЦ опускается на угол 108°. Указанное положение антенны обеспечивает ее стопорение укладочным стопором в положении «по-походному».

Дежурный режим работы системы стабилизации применяется при ведении разведки воздушных целей на стоянке для экономии ресурса гидроприводов. В этом режиме после подъема и горизонтирования антенны СОЦ гидронасосы отключаются, а оси силового карданного подвеса стопорятся электромеханическими стопорами. Все остальные приборы и блоки системы стабилизации находятся во включенном состоянии. Поскольку при повороте АПУ БМ горизонтирование антенны СОЦ нарушается, схема управления переводит систему стабилизации из дежурного режима в боевой при включении привода $q_н$. Включение дежурного режима возможно как из боевого режима, так и из положения укладки.

Режим укладки для проезда под мостами предназначен для автоматической укладки антенны СОЦ в целях уменьшения габаритных размеров БМ при проходе под препятствиями во время боевой работы. При включении этого режима обеспечиваются выключение поиска и стопорение антенны СОЦ стопором $\beta_п$, укладка антенны на углы $\nu = 0°$, $\mu = 105°$ и удержание ее в этом положении. При выключении режима обеспечиваются автоматический подъем и горизонтирование антенны СОЦ.

Аварийные режимы работы системы стабилизации могут возникнуть при неисправностях приводов или при резких наклонах БМ на большой угол. Различаются два случая включения аварийного режима системы стабилизации. Первый из них связан с самопроизвольным опрокидыванием антенны СОЦ в направлении укладки «по-походному» на аварийный угол $\mu = 15°$

из-за неисправности привода. Второй случай связан с достижением одним из приводов предельного угла и постановкой внутренней или наружной рамы на жесткий упор из-за неисправности привода или резкого переходного процесса. При этом на панели укладки загорается табло ПРЕДЕЛЬНЫЙ УГОЛ. В обоих случаях для предотвращения поломок антенны СОЦ или гидроприводов схема управления выключает поиск, стопорит вращение антенны СОЦ, а также выключает гидронасосы и стопорит оси силового карданного подвеса.

Для выяснения причины загорания табло ПРЕДЕЛЬНЫЙ УГОЛ необходимо установить БМ на более ровном участке местности и нажать кнопку ПРОХОД ПОД МОСТОМ ВКЛ. на панели укладки. При отсутствии неисправности приводы включатся и произойдет укладка антенны СОЦ. На панели укладки погаснет табло ПРЕДЕЛЬНЫЙ УГОЛ и загорится табло УКЛАДКА ПРОИЗВ. При нажатии кнопки ПРОХОД ПОД МОСТОМ ВЫКЛ. антенна СОЦ должна подняться и занять стабилизированное положение.

Гироагрегат ГА-3 предназначен для выработки путевого угла БМ и выдачи электрического сигнала, пропорционального этому углу. ГА-3 является гирополукомпасом и обеспечивает измерение угла Q_c после предварительного ориентирования.

Пульт включения гироприборов ОО05-8М предназначен для включения и обеспечения работы ЦГВ-10П и ГА-3. В блоке ОО05-8М размещаются пульт управления ПУ-11, задатчик курса ЗК-4, элементы коммутации режимов и сигнальные лампочки для контроля работы гироприборов.

Для ориентирования ГА-3 значение угла Q_c, определенное с помощью полевой артиллерийской буссоли и ТОВ боевой машины методом взаимного визирования, устанавливается на шкале сельсина ЗК-4. При установке переключателя АК — ЗК в положение ЗК, переключателя РЕЛЕ — Q_c — в положение Q_c сельсин ЗК-4 подключается к сельсину ГА-3. Двигатель узла азимутальной и широтной коррекции отрабатывает рассогласование сельсинов, вращая статор сельсина ГА-3. Ускоренное ориентирование ГА-3 достигается при нажатии кнопки СОГЛАСОВАНИЕ на пульте ПУ-11. Контроль согласования производится по шкале Q_c блока ОР-31М, вращение которой прекращается после согласования сельсинов.

После ориентирования ГА-3 переключатель АК-ЗК переводится в положение АК, а переключатель РЕЛЕ — Q_c — в положение РЕЛЕ. При этом узел азимутальной и широтной коррекции ГА-3 переводится в режим широтной коррекции. Переключатель φ на ПУ-11 должен находиться в положении РУЧН.

В блоке ОО09-5М расположены усилители У1 (μ) и У2 (ν) приводов, основная часть релейной схемы управления системы, трансформаторы и выпрямители, обеспечивающие питание всех блоков и приборов системы.

2.1.4. Основные органы управления, контроля, сигнализации. Признаки нормальной работы

Органы управления, контроля и сигнализации СОЦ в основном расположены на передних панелях блоков операторского отделения. Назначение органов управления, контроля и сигнализации рассмотрим посистемно.

Антенно-волноводная система. На блоке ОО96-9М1 расположен переключатель АНТЕННА — ЭКВИВАЛЕНТ СОЦ и сигнальная лампа ЭКВИВАЛЕНТ СОЦ.

На блоке ОП81-16М2 расположены кнопки ручного управления переключателем лучей СОЦ ЛУЧ I, II, III, кнопки АВТ. I—II ЛУЧ, АВТ. I—III ЛУЧ, служащие для выбора программы переключения лучей, и световые табло I ЛУЧ, II ЛУЧ, III ЛУЧ для индикации номера включенного луча.

Передающая система. На блоке ОО96-9М1 (под крышкой) расположен переключатель НАКАЛ ВЕНТИЛЯЦИЯ ПЕРЕДАТЧИКИ — СОЦ — ОТКЛ., предназначенный для отключения питания системы при техническом обслуживании и ремонте.

На блоке ОО91-18 расположены: переключатель ТРЕНИРОВКА — РАБОТА СОЦ, предназначенный для включения пониженного высокого напряжения при тренировке магнетрона; лампа НАКАЛ СОЦ, сигнализирующая об исправности и включении цепи накала и вентиляции передатчика.

На блоке ОП81-16М2 расположены кнопки ВЫСОКОЕ ВКЛ. и ВЫКЛ., предназначенные для включения и выключения высоковольтных выпрямителей анодного питания передающей системы (для включения и выключения передатчика); табло ГОТОВ, сигнализирующее о готовности передатчика к включению высокого напряжения; табло ВЫСОК., загорающееся при включении высокого напряжения передатчика, при этом табло ГОТОВ гаснет.

На блоке ОО91-17М расположены переключатель КОНТРОЛЬ НАПР. и стрелочный прибор для проверки напряжения СОЦ +16 кВ.

На блоке ОО62-6М1 расположены переключатель ТОК, МОЩНОСТЬ и приборы МОЩНОСТЬ ГЕНЕРАТОРА, ТОК ГЕНЕРАТОРА, предназначенные для проверки среднего тока и средней мощности магнетрона.

Приемная система. На блоке ОП63-6М3 расположены ручка РРУ, служащая для ручной регулировки усиления приемника; переключатель ШТ — СДЦ для переключения режимов работы системы; переключатель СДЦ ВНЕШН. — СДЦ ВНУТР., предназначенный для переключения СОЦ в режиме СДЦ в режим внутренней или внешней когерентности; переключатель КОМПЕНС. ВЕТРА — ОТКЛ., служащий для включения схемы компенсации ветра в режиме внутренней когерентности; ручки КОМПЕНС. ВЕТРА ГРУБО — ТОЧНО для ручной компенсации доплеровской частоты помехи; переключатель СА — ОТКЛ., служащий для включения схемы защиты от мощных импульсных помех.

На блоке ОО62-6М1 расположены переключатели КАНАЛЫ, РЕЖИМЫ, прибор КОНТРОЛЬ и кнопка ПОДЖИГ ГШ, необходимые для проверки коэффициента шума при ФК.

Система АПЧМ. На блоке ОП81-16М2 расположены переключатель РПЧМ — АПЧМ и шлиц потенциометра РЕГ. РПЧМ, предназначенные для ручного управления частотой магнетрона при настройке или при боевой работе (при неисправности системы АПЧМ).

Индикатор кругового обзора. На блоке ОП81-16М2 расположены ручки потенциометров ЯРКОСТЬ, ФОКУС, ЯРКОСТЬ ВИЗИРА, ЯРКОСТЬ МЕТОК, КОНТРАСТНОСТЬ, предназначенные для настройки изображения на индикаторе; ручка ОСВЕЩЕНИЕ ШКАЛЫ, служащая для регулировки яркости свечения азимутальной шкалы индикатора; переключатель ДАЛЬНОСТЬ 0—15 км, 0—35 км, 10—45 км, необходимый для переключения приборной дальности индикатора.

Система ЧПК. На блоке ОО65-2М расположены переключатель АРУ — РРУ и потенциометры УСИЛЕНИЕ T_1, T_2, T_3, ПК каналов вычитания Δ и Δ^2 (под крышками), необходимые для настройки блока.

Система стабилизации и привод антенны СОЦ. На блоке ОО96-9М1 расположены кнопки СИСТЕМА СТАБ. ВКЛ. — ОТКЛ. и лампа, сигнализирующая о включении системы; переключатель СИСТЕМА СТАБ. БР — ДР, служащий для включения боевого или дежурного (на стоянке) режима; переключатель РАССТОПОР. — СТОПОР, предназначенный для управления стопорением оси привода вращения антенны, и сигнальная лампа АНТЕННА СОЦ ЗАСТОПОРЕНА; лампа ОБРЫВ ФАЗЫ μ, ν, загорающаяся при неисправностях в цепи трехфазного питания гидронасосов приводов μ, ν.

На панели укладки имеются кнопки ПРОХОД ПОД МОСТОМ ВКЛ. — ВЫКЛ., предназначенные для укладки и подъема антенны СОЦ при боевой работе в движении (без выключения системы стабилизации); сигнальные табло УКЛАДКА ПРОИЗВ., сигнализирующее об укладке антенны СОЦ в положение для проезда под мостом, ПРЕД. УГОЛ, загорающееся при постановке одного из приводов на предельный угол, и ГАБАРИТ 3800, сигнализирующее об укладке антенны СОЦ, стопорении ССЦ и опускании пусковых устройств с ракетами в нижнее положение.

На блоке ОО05-8М расположены: переключатель ПИТАНИЕ СЕТЬ — ПТ, служащий для переключения источников питания гироприборов (исходное положение СЕТЬ); переключатель РЕЛЕ — Q_c, служащий для включения азимутальной коррекции при ориентировании БМ с помощью задатчика курса ЗК-4 (исходное положение РЕЛЕ); переключатель РЕЛЕ — Ψ, Θ, служащий для отключения горизонтальной коррекции ГА-3 (исходное положение Ψ, Θ); переключатели КОРРЕКЦИЯ ВКЛ. — Ψ, КОРРЕКЦИЯ ВКЛ. — Θ, служащие для выключения коррекции ЦГВ-10П при его проверке (исходное положение КОРРЕКЦИЯ ВКЛ.); пе-

реключатель ОБОГРЕВ — ВКЛ., служащий для включения схемы обогрева ГА-3 при температуре в операторском отделении ниже +5° С; переключатель φ АВТ. — РУЧН., служащий для подключения схемы широтной коррекции пульта ПУ-11 к ГА-3 (исходное положение РУЧН.); переключатель ПОТРЕБИТЕЛИ ОСН. — КОНТР., подключающий ЗК-4 к ГА-3 в положении ОСН.; переключатель КОРРЕКЦИЯ ОСН. — КОНТР., подключающий к ГА-3 цепь широтной коррекции в положении ОСН.; переключатель МК — ГПК — АК должен находиться в положении ГПК, положения МК и АК не используются; кнопка АРРЕТИР., предназначенная для ускоренного приведения гироплатформы ЦГВ-10П к вертикали; потенциометр φ со шкалой ШИРОТА, служащий для ввода географической широты места в схему широтной коррекции ГА-3; потенциометр 0, используемый при настройке схемы широтной коррекции ГА-3. Потенциометр К не подключен; сигнальная лампа ОТКАЗ Ψ, Θ загорается при включении режима арретирования ЦГВ-10П, а также при «завале» гироплатформы ЦГВ-10П из-за пропадания напряжений питания гиромоторов; сигнальная лампа ОТКАЗ Q_c загорается при пропадании хотя бы одной из фаз питания гироузла.

На блоке ОО09-5М расположены: переключатель +27 В, предназначенный для подачи напряжения +27 В цепи управления системы; переключатели ПРИВОД μ, ПРИВОД ν, служащие для отключения приводов при техническом обслуживании; индикаторы ОШИБКА μ, ОШИБКА ν, показывающие величину основного сигнала ошибки в каждом из приводов.

На блоке ОР-31М расположены переключатель СС — ОТКЛ., служащий для выключения следящих систем Ψ, Θ, Q_c при техническом обслуживании, и шкалы следящих систем.

На блоке ОП81-16М2 расположены кнопки ПОИСК ВКЛ. — ВЫКЛ., необходимые для управления вращением антенны СОЦ.

На блоке ОП03-4М расположена ручка СТОПОР — РАССТОПОР. стопора укладки антенны. Включение системы стабилизации возможно только при ее установке в положение РАССТОПОР.

На гидронасосах № 0,5 имеются рукоятки КЛАПАН μ, КЛАПАН ν, предназначенные для шунтирования гидромагистралей при ручном подъеме антенны. Для этой же цели служат кнопка РАССТОПОР. фрикционного стопора μ и рукоятка СТОПОР — РАССТОПОР. электромеханического стопора ν. Рукоятки клапанов μ и ν должны постоянно находиться в верхнем положении во избежание падения антенны СОЦ.

Признаками нормальной работы СОЦ являются:

1. После нажатия кнопки АППАРАТУРА ВКЛ. на блоке ОО96-9М1 загораются лампы АНТЕННА СОЦ ЗАСТОПОРЕНА и ЭКВИВАЛЕНТ СОЦ; на панели укладки горит табло УКЛАДКА ПРОИЗВ.; на блоке ОП81-16М2 горит табло I ЛУЧ; на блоке ОО91-18 горит лампа НАКАЛ СОЦ.

2. При нажатии кнопки СИСТЕМА СТАБ. ВКЛ. на блоке

ОО96-9М1 загорается лампа, сигнализирующая о включении системы. При нажатии кнопки АРРЕТИР. на блоке ОО05-8М загорается лампа ОТКАЗ Ψ, Θ. Через 15—30 с начинают светиться электронно-световые индикаторы блока ОО09-5М, причем на индикаторе ОШИБКА ν сектор узкий, а на индикаторе ОШИБКА μ — широкий.

3. После появления развертки на индикаторе блока ОС81-9М (через 1 мин после включения аппаратуры) ввести яркость ручкой ЯРКОСТЬ на блоке ОП81-16М2. На экране индикатора должны проявиться радиальная линия развертки СОЦ и визир ССЦ, ориентированные в противоположных направлениях. На развертке СОЦ должны высвечиваться семь яркостных масштабных меток в положениях 0—35 км, 10—45 км переключателя ДАЛЬНОСТЬ или три масштабные метки в положении 0—15 км этого переключателя. На визире ССЦ должен быть затемненный участок (темновой визир), положение которого изменяется при вращении штурвала дальности блока ОС81-18М.

4. Через 3 мин после включения аппаратуры включаются приводы системы стабилизации, антенна СОЦ поднимается и горизонтируется. При этом табло УКЛАДКА ПРОИЗВ. на панели укладки гаснет, а сектор светового индикатора ОШИБКА μ на блоке ОО09-5М становится узким. Если переключатель АНТЕННА — ЭКВИВАЛЕНТ СОЦ находится в полжении АНТЕННА, то сигнальная лампа ЭКВИВАЛЕНТ СОЦ после подъема антенны гаснет.

На блоке ОП81-16М2 загорается табло ГОТОВ, а на развертке СОЦ этого блока появляется яркостная шумовая дорожка, свидетельствующая о включении питания входных устройств приемной системы. При вращении ручки РРУ блока ОП63-6М3 яркость шумовой дорожки изменяется. При боевой работе должно быть установлено полное усиление приемной системы СОЦ (ручка РРУ повернута по ходу часовой стрелки до упора). Настройка изображения ИКО выполняется регулировочными потенциометрами ЯРКОСТЬ, ЯРКОСТЬ ВИЗИРА, ЯРКОСТЬ МЕТОК, ФОКУС и КОНТРАСТНОСТЬ.

При нажатии кнопки ВЫСОКОЕ ВКЛ. на блоке ОП81-16М2 загорается табло ВЫСОК., а табло ГОТОВ гаснет. Показания приборов ТОК, МОЩНОСТЬ ГЕНЕРАТОРА блока ОО62-6М1 при установке переключателя ТОК, МОЩНОСТЬ в положение СОЦ находятся в пределах установленных допусков.

При установке переключателя РАССТОПОР. — СТОПОР на блоке ОО96-9М1 в положение РАССТОПОР. сигнальная лампа АНТЕННА СОЦ ЗАСТОПОРЕНА гаснет.

При нажатии кнопки ПОИСК ВКЛ. на блоке ОП81-16М2 развертка СОЦ на ИКО начинает вращаться. Масштабные метки описывают концентрические окружности. На экране появляется изображение местных предметов.

При нажатии кнопок АВТ. I—II ЛУЧ, АВТ. I—III ЛУЧ на блоке ОП81-16М2 происходит переключение лучей СОЦ после

каждого оборота антенны по одной из программ, о чем свидетельствуют загорание соответствующих табло блока и изменение изображения местных предметов на экране ИКО.

При установке переключателей ШТ — СДЦ в положение СДЦ, КОМПЕНС. ВЕТРА — ОТКЛ. в положение КОМПЕНС. ВЕТРА вращением ручек КОМПЕНС. ВЕТРА ГРУБО, ТОЧНО блока ОП63-6М3 удается скомпенсировать пассивные помехи.

Устанавливая переключатель частот повторения блока ОО51-7М в различные положения, оператор должен убедиться в работоспособности блока чересперiодной компенсации на всех частотах повторения.

Дополнительная информация об исправности СОЦ может быть получена при проведении функционального контроля БМ. При оценке функционирования СОЦ расчет должен убедиться, что сигнальные лампы предохранителей блоков питания, а также лампы ОБРЫВ ФАЗЫ μ, ν блока ОО96-9М1, ОТКАЗ Ψ, Θ, ОТКАЗ Q_c блока ОО05-8М не горят.

2.2. НАЗЕМНЫЙ РАДИОЛОКАЦИОННЫЙ ЗАПРОСЧИК 1Л24-2

2.2.1. Назначение, основные тактико-технические характеристики, состав и размещение основных устройств

Наземный радиолокационный запросчик, входящий в состав БМ 9А33БМ3, предназначен для опознавания (определения принадлежности к своим вооруженным силам) воздушных объектов (самолетов, вертолетов, беспилотных аппаратов), оборудованных радиолокационными ответчиками систем РЛО «Пароль», «Кремний-2М» и «Кремний-2». НРЗ 1Л24-2 имеет следующие основные технические характеристики.

1. Дальность опознавания в III и VII диапазонах не менее зоны обнаружения.

2. Разрешающая способность в III и VII диапазонах: по азимуту не более 5-00 д. у.; по дальности не более 0,9—1 км.

3. Ширина диаграммы направленности антенны:

а) в III диапазоне: в горизонтальной плоскости от 12 до 15,5°, в вертикальной плоскости не более 33°;

б) в VII диапазоне: в горизонтальной плоскости от 10,5 до 15,5°; в вертикальной плоскости не более 33°.

4. Импульсная мощность на выходе НРЗ: в системе РЛО «Кремний-2М» не менее 920 Вт; в системе РЛО «Пароль» не менее 870 Вт.

5. Время непрерывной работы 72 ч с включением запроса в среднем 30 мин в течение каждого часа.

Состав аппаратуры НРЗ 1Л24-2:

1. Стойка УО200000 (приемодешифрирующее устройство).
2. Стойка УО220000-В (передающее устройство).
3. Изделие 6П10-23 (912-3) (засекречивающее устройство).
4. Аппаратура сопряжения.

Стойка УО200000 — приемодешифрирующее устройство и состоит из блока УО030100 — приемное устройство; блока УО070100 — шифрирующе-дешифрирующее устройство; блока УО080100 — имитатор ответных сигналов.

Стойка УО220000-В — передающее устройство и состоит из блока УО020100-А (задающий генератор) и блока УО020400-А (фидерное устройство).

Засекречивающая аппаратура опознавания системы «Пароль» предназначена для автоматического засекречивания соответствия между запросными и ответными сигналами в режиме имитостойкого опознавания (II режим). Засекречивающая аппаратура опознавания состоит из изделия 6110-23 (засекречивающее устройство), которое размещено в стойках НРЗ, и аппаратуры ввода ключей.

Аппаратура сопряжения предназначена для включения, работы и контроля НРЗ 1Л24-2 совместно с радиотехнической аппаратурой БМ 9А33БМ3.

Состав аппаратуры сопряжения:

1. Блок ОО96-9М1, на котором размещены органы включения НРЗ 1Л24-2.
2. Антенна ОП74-12М2, на которой размещены антенные устройства НРЗ 1Л24-2.
3. Привод $\beta_п$ М1, в котором находится датчик 18° для замыкания цепи автоматического запроса в режиме VII—II.
4. Блок ОО04-11М1, на котором размещены органы включения и контроля блокировки пуска ракет.
5. Блок ОП81-16М2, на передней панели которого размещены основные органы управления, контроля и индикации НРЗ 1Л24-2. Кроме того, в состав блока входят узлы и панели, обеспечивающие работу НРЗ совместно с БМ 9А33БМ3 (панель строба, узел «Клапан», узел блокировки, панель упрежденного запуска).
6. Блок ОО92-9М1, в котором находится источник питания +5 В.
7. Панель индикации, на которой размещены органы управления и контроля НРЗ 1Л24-2.
8. Панель стирания, на которой размещены органы управления и контроля стирания информации НРЗ 1Л24-2.
9. Блок ОП03-4М1, в котором размещена контрольная антенна НРЗ (блок ОП31-6).

Аппаратура НРЗ 1Л24-2 размещена в операторском отсеке БМ 9А33БМ3 (в каркасе для размещения НРЗ и блока ОО94-11М1). Устройство ввода ключей с контрольными ключевыми пластинами (в футляре) хранится отдельно (в секретной части).

2.2.2. Диапазоны волн, режимы работы, структура запросных и ответных сигналов

Наземный радиолокационный запросчик НРЗ 1Л24-2 работает в двух диапазонах волн — III и VII. В III диапазоне волн для

формирования запросных и ответных сигналов используется частота f_1. В VII диапазоне волн для формирования запросных сигналов используется частота f_4, ответных сигналов — частоты f_2 и f_3.

НРЗ обеспечивает работу в следующих режимах опознавания.

Основные режимы:

I режим — общее неимитостойкое опознавание, использующее ограниченное число запросных и ответных кодов, устанавливаемых по расписанию. Используется в III и VII диапазонах волн, при этом вырабатывается отметка ОО *1* (рис. 2.15);

II режим — общее имитостойкое опознавание, при котором НРЗ вырабатывает гарантированный сигнал «Свой»; используется в VII диапазоне, при этом вырабатывается отметка ГО *2* (рис. 2.15);

режим контрольного опознавания в III диапазоне волн (ЗАПРОС К); используется по команде и предназначен для подтверждения, что цель, опознанная в I режиме III диапазона, является «своей».

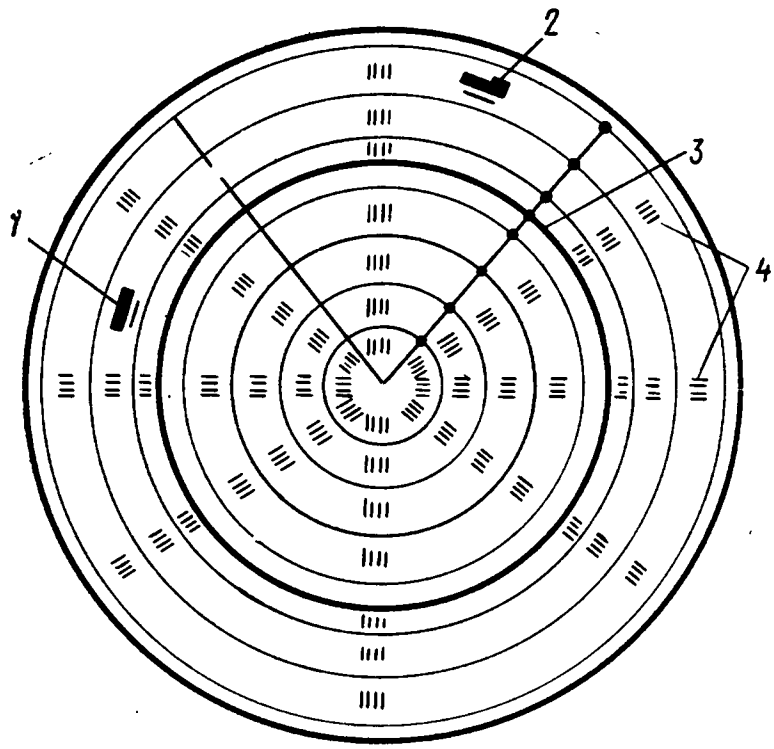


Рис. 2.15. Общий вид отметок опознавания на экране ИКО:

1 — эхо-сигнал и отметка общего опознавания (I режим); *2* — эхо-сигнал, отметка общего опознавания и отметка признака гарантии (II режим); *3* — контрольная отметка общего опознавания (I режим); *4* — контрольные отметки гарантированного опознавания

Кроме того, в запросчике 1Л24-2 обеспечиваются следующие основные аппаратурные режимы обработки сигналов для повышения эффективности опознавания:

режим подавления сигналов от боковых лепестков диаграммы направленности при работе в VII диапазоне на передачу (режим ПБЛ);

режим подавления несинхронных помех во всех режимах опознавания, кроме II режима, с помощью дополнительной обработки выходных сигналов дешифратора в устройстве анализа ответных сигналов (режим ПНП);

режим повышенной имитостойкости (РЕЖ. И), при работе в котором запрещается прохождение сигналов от цели на выход дешифратора при обнаружении имитации противником ответных кодов;

режим включения 50% мощности запросных сигналов;

режим работы передающего устройства НРЗ на антенну или на эквивалент.

При работе НРЗ в I режиме III диапазона ответные сигналы общего опознавания в блоке ОП81-16М2 могут обрабатываться в двух режимах: режим «Клапан» и режим «Открытый прием».

Режим «Клапан» (стробирование сигналов опознавания эхосигналами) обеспечивает: защиту НРЗ от несинхронных импульсных помех, возникающих за счет запроса самолетов соседними РЛС; предотвращение индикации сигналов опознавания от самолетов, находящихся вне зоны видимости РЛС; улучшение разрешающей способности по азимуту; уменьшение угловых размеров отметок опознавания от самолетов, находящихся на небольших дальностях.

Кроме того, НРЗ 1Л24-2 совместно с аппаратурой сопряжения БМ 9А33ВМ3 могут работать в режиме блокировки пуска и режиме стирания ключевой информации.

Структура запросных и ответных сигналов

I режим III диапазона. Запросный сигнал состоит из трех импульсов на частоте f_1 (рис. 2.16, *а*). В режиме контрольного запроса запросный сигнал состоит из четырех импульсов на частоте f_1, причем четвертый импульс может иметь две временные расстановки относительно первой «тройки» (рис. 2.16, *б*).

Ответный сигнал в системе опознавания «Кремний-2» состоит из одного амплитудно-модулированного импульса (рис. 2.16, *в*) на частоте f_1. В системе РЛО «Кремний-2М» ответный сигнал состоит из одного амплитудно-модулированного импульса и двух немодулированных импульсов на частоте f_1 (рис. 2.16, *г*).

I режим VII диапазона. Запросный сигнал состоит из трех импульсов и импульса ПБЛ (подавления боковых лепестков), но может быть и без него (рис. 2.16, *д*). Запросный сигнал излучается на частоте f_4.

Ответный сигнал — группа из двух импульсов с определенной временной расстановкой (t_x) на двух частотах f_2 и f_3 или f_3 и f_2 (рис. 2.16, *е*). t_x имеет три различные временные расстановки.

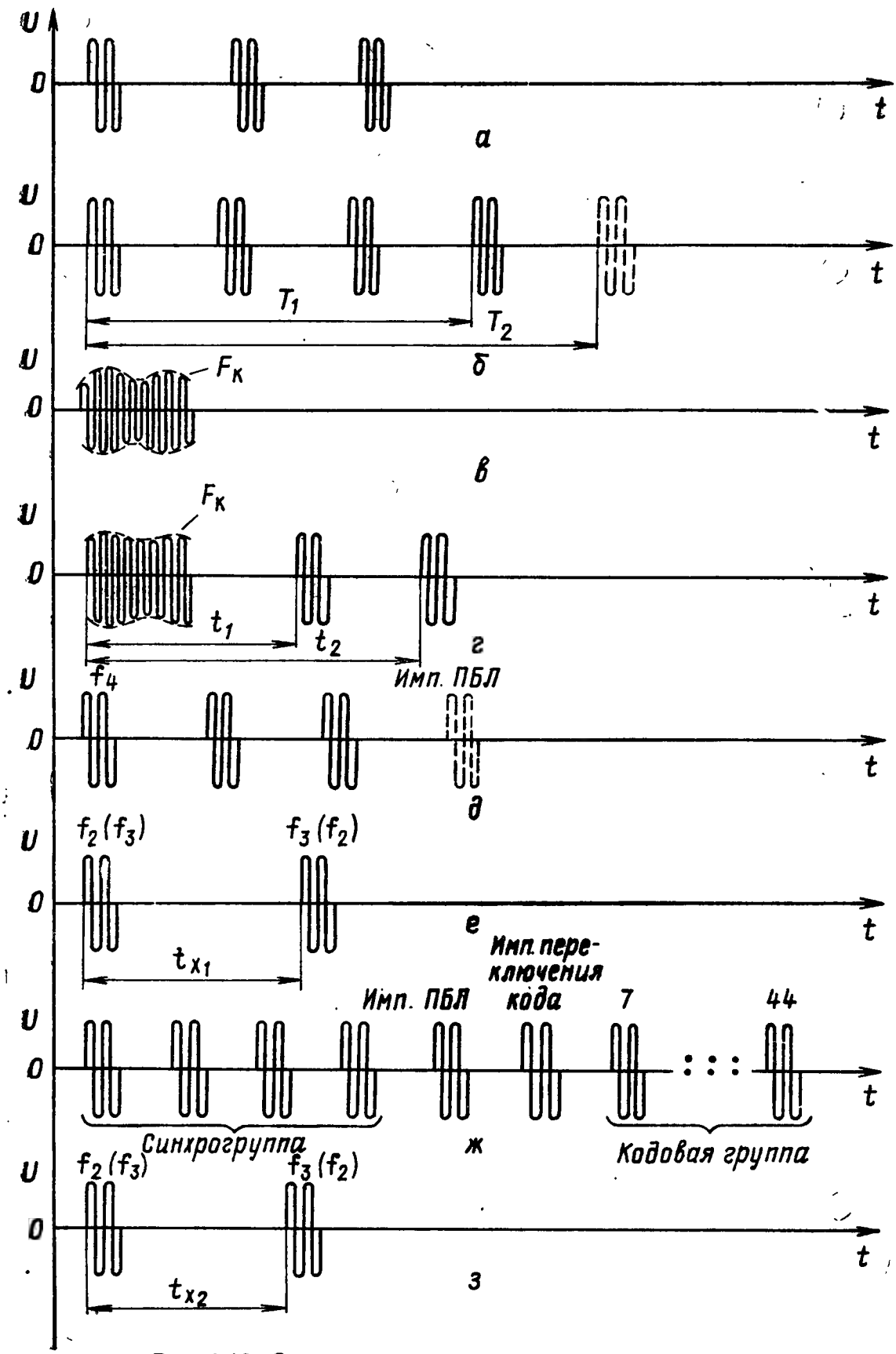


Рис. 2.16. Структура запросных и ответных сигналов

II режим VII диапазона. Запросный сигнал состоит из синхрогруппы (четыре импульса), импульса ПБЛ, импульса переключения кода и кодовой группы на частоте f_4 (рис. 2.16, *ж*). В синхрогруппе синхронизирующим является первый импульс, а остальные три — информационные. Импульс переключения кода присутствует не всегда, а только при переходе с действующего кода на последующий в течение ±13 мин относительно 24 ч. Расстановка импульсов в кодовой группе от периода к периоду изменяется по случайному закону.

Ответный сигнал представляет собой группу из двух импульсов с определенной временной расстановкой (t_{x_1}) на двух частотах f_2 и f_3 или f_3 и f_2 (рис. 2.16, *з*). t_{x_1} имеет восемь различных временных расстановок.

2.2.3. Структурная схема

Структурная схема НРЗ приведена на рис. 2.17.

В панели упрежденного запуска блока ОП81-16М2 вырабатываются синхронизирующие импульсы (упрежденный запуск), подаваемые на шифратор НРЗ. Упреждение синхронизирующих импульсов необходимо для компенсации времени задержки на обработку запросных и ответных сигналов, имеющих сравнительно большую временную базу, с целью приближения выходных сигналов НРЗ к эхо-сигналам СОЦ для улучшения наблюдения их на индикаторе кругового обзора блока ОП81-16М2.

Тракт формирования запросных сигналов

Видеоимпульсы запросных кодов формируются в шифрирующе-дешифрирующем устройстве, которое состоит из устройства шифрации и контроля, дешифрирующего устройства и АОС.

Для формирования видеоимпульсов запросных кодов II режима VII диапазона с устройства шифрации и контроля подается импульс запуска на изделие 6110 (912) (запуск 6110). Видеоимпульсы запросных кодов I режима с устройства шифрации и контроля и II режима с выхода изделия 6110 (912) подаются на задающий генератор (блок УО020100-А). В передающем устройстве формируются высокочастотные запросные сигналы во всех режимах III и VII диапазонов, высокочастотные импульсы, используемые при компенсации сигналов от боковых лепестков диаграммы направленности в VII диапазоне при работе на передачу (импульсы ПБЛ). Высокочастотные запросные сигналы III и VII диапазонов подаются в блок УО020400-А на переключатели ПРИЕМ — ПЕРЕДАЧА III и VII диапазонов соответственно.

Фидерное устройство (блок УО020400-А) обеспечивает: передачу запросных сигналов в III и VII диапазонах от задающего генератора к антеннам НРЗ, размещенным в блоке ОП74-12М2; передачу принятых ответных сигналов от антенны НРЗ в приемное устройство; передачу контрольных ответных сигналов от ими-

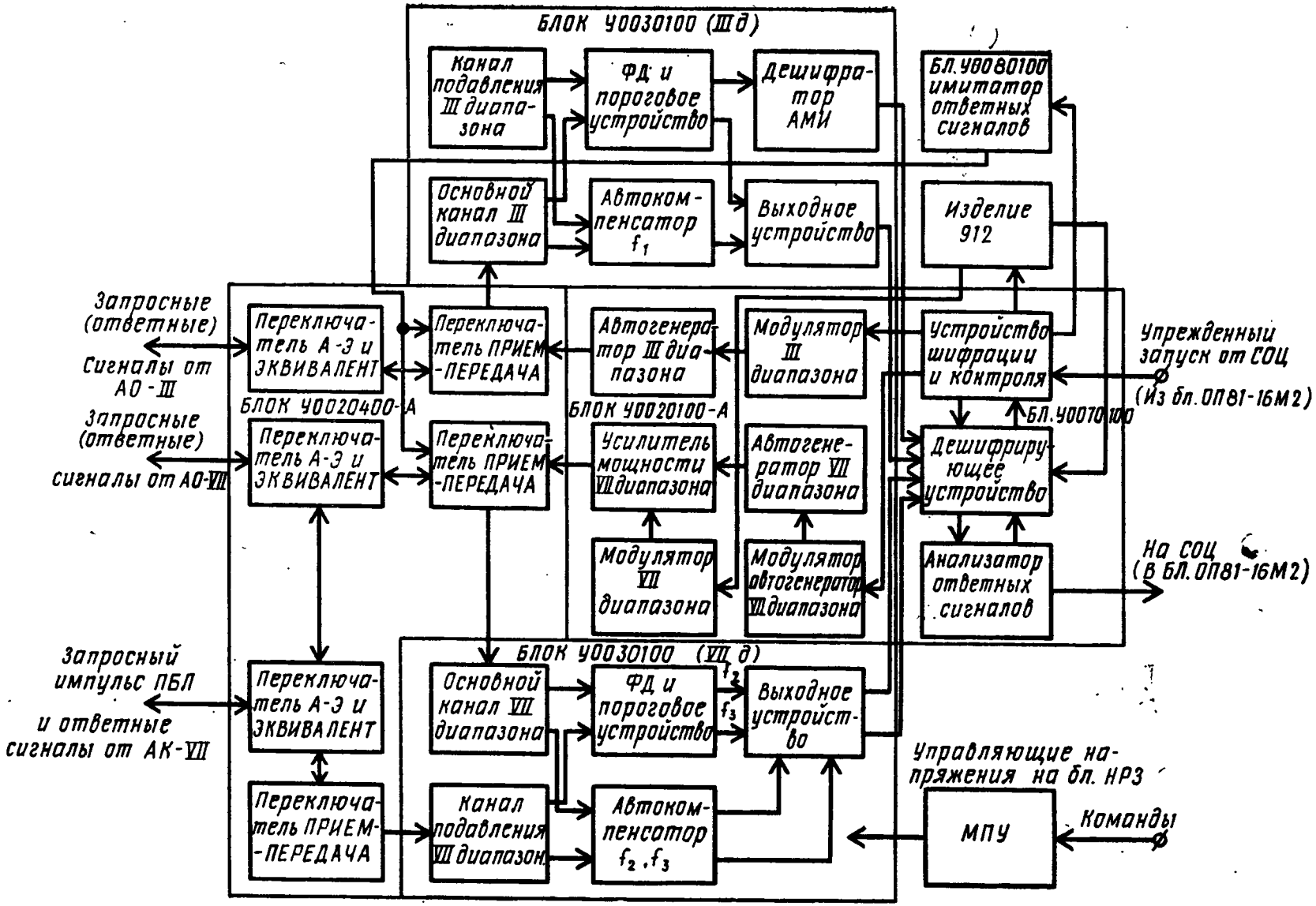


Рис. 2.17. Структурная схема НРЗ 1Л24-2

татора (блок УО080100) через контрольную антенну НРЗ (блок ОП31-6) на вход приемного устройства (блок УО030100); контроль порогового уровня и измерение импульсной мощности задающего генератора.

Запросные сигналы III и VII диапазонов через переключатели ПРИЕМ — ПЕРЕДАЧА и АНТ. — ЭКВ., через токосъемник коммутируются к облучателям НРЗ основных антенн III и VII диапазонов (АО-III, АО-VII), находящимся в антенной системе СОЦ (блок ОП74-12М2), и излучаются в пространство в направлении опознаваемого объекта. При работе в VII диапазоне совместно с запросными импульсами излучаются с помощью специальной антенны компенсации (АК-VII) также и импульсы ПБЛ.

Итак, запросные видеосигналы с выхода шифратора (I режим) или с выхода изделия 6110 (II режим) подаются на передающее устройство, где вырабатываются высокочастотные запросные сигналы. Эти сигналы через фидерное устройство подаются в антенну и излучаются в пространство в направлении опознаваемого объекта.

Тракт обработки ответных сигналов

Ответные сигналы, излучаемые СРО, принимаются антеннами III или VII диапазона и через фидерное устройство коммутируются на вход приемного устройства (блок УО030100). Блок УО030100 функционально состоит из приемных устройств III и VII диапазонов, содержащих по два идентичных канала — основной и подавления, построенных по супергетеродинной схеме с однократным преобразованием частоты сигнала.

Приемное устройство VII диапазона преобразует ответные сигналы на частотах f_2 и f_3, модулированные импульсно-временным кодом, усиливает их на промежуточной частоте. Фазовые детекторы, в которых амплитудные различия сигналов, принятых по основному каналу и каналу подавления, преобразуются в фазовые, обеспечивают подавление сигналов, принятых боковыми лепестками ДНА НРЗ, а пороговые устройства осуществляют подавление слабых сигналов с целью уменьшения ложных тревог за счет собственных шумов приемника. С помощью автокомпенсатора производится ослабление АШП, принимаемых главным лепестком ДНА. С выхода приемного устройства сигналы подаются в дешифрирующее устройство блока УО070100 по двум выходам f_2 и f_3.

В приемном устройстве III диапазона усиливаются и преобразуются ответные сигналы III диапазона, которые состоят из амплитудно-модулированных и гладких импульсов. Канал подавления и автокомпенсатор помех приемного устройства III диапазона не используются (отсутствует антенна компенсации III диапазона).

Сигналы АМИ по отдельному выходу подаются на дешифратор АМИ и после дешифрации частот модуляции на выход блока (при наличии сигнала ГИ с выходного устройства). Сигналы ГИ с выхода приемного устройства подаются в дешифрирующее устройство блока УО070100.

Итак, после усиления, детектирования и формирования в приемном устройстве ответные сигналы с выходного устройства поступают в дешифрирующее устройство (блок УО070100), которое декодирует ответные сигналы во всех режимах работы НРЗ и выдает нормализованный по амплитуде и длительности сигнал на анализатор ответных сигналов.

Анализатор ответных сигналов производит статистическую обработку ответных сигналов общего опознавания и формирование сигналов ГО (при работе НРЗ во II режиме), а также подавление НИП. С выхода устройства АОС сигналы опознавания подаются на блок ОП81-16М2 для последующей обработки и высвечивания отметок опознавания на экране ЭЛТ блока.

Для проверки работоспособности приемодешифрирующего тракта в НРЗ предусмотрено формирование контрольных ответных сигналов, осуществляемое в блоке УО080100 (имитатор ответных сигналов).

Управление работой НРЗ — изменение кодов и режимов опознавания, частотного диапазона, переключение с антенны на эквивалент — осуществляется с местного пульта управления.

2.2.4. Принцип работы аппаратуры сопряжения НРЗ 1Л24-2 с БМ 9А33БМ3

Структурная схема сопряжения НРЗ 1Л24-2 с БМ 9А33БМ3 приведена на рис. 2.18. Запросные сигналы с передающих устройств III и VII диапазонов (блок УО020100-А) через фидерное устройство (блок УО020400-А), фильтр Ф1 и вращающееся соединение подаются на блок ОП74-12М2. Блок ОП74-12М2 состоит из антенны СОЦ, антенны НРЗ III диапазона и антенны НРЗ VII диапазона. Размещение облучателей на одной стойке и использование общего зеркала обеспечивают совмещение в пространстве ДНА НРЗ и СОЦ. Антенна НРЗ III диапазона состоит из рефлектора и вибратора НРЗ III диапазона. Антенна НРЗ VII диапазона состоит из антенны основной и антенны компенсации. Антенна основная предназначена для излучения и приема сигналов опозвавания в VII диапазоне. АО представляет собой зеркальную систему, расположенную над зеркалом антенны СОЦ под углом 18° к горизонту, что обеспечивает необходимый уровень пересечения ДНА с линией горизонта. Антенна компенсационная VII диапазона предназначена для излучения сигналов опознавания по каналу компенсации и обеспечивает перекрытие боковых лепестков АО в VII диапазоне. Она работает только на передачу и служит для увеличения разрешающей способности НРЗ по азимуту (чтобы отметка опознавания на экране ИКО блока ОП81-16М2 не была слишком широкой) в VII диапазоне.

В блоке ОП74-12М2 запросные сигналы III и VII диапазонов разделяются по своим каналам с помощью фильтра Ф2. Запросные сигналы III диапазона через фильтр защиты приемника НРЗ от мощных зондирующих сигналов передатчиков изделия 9А33БМ3

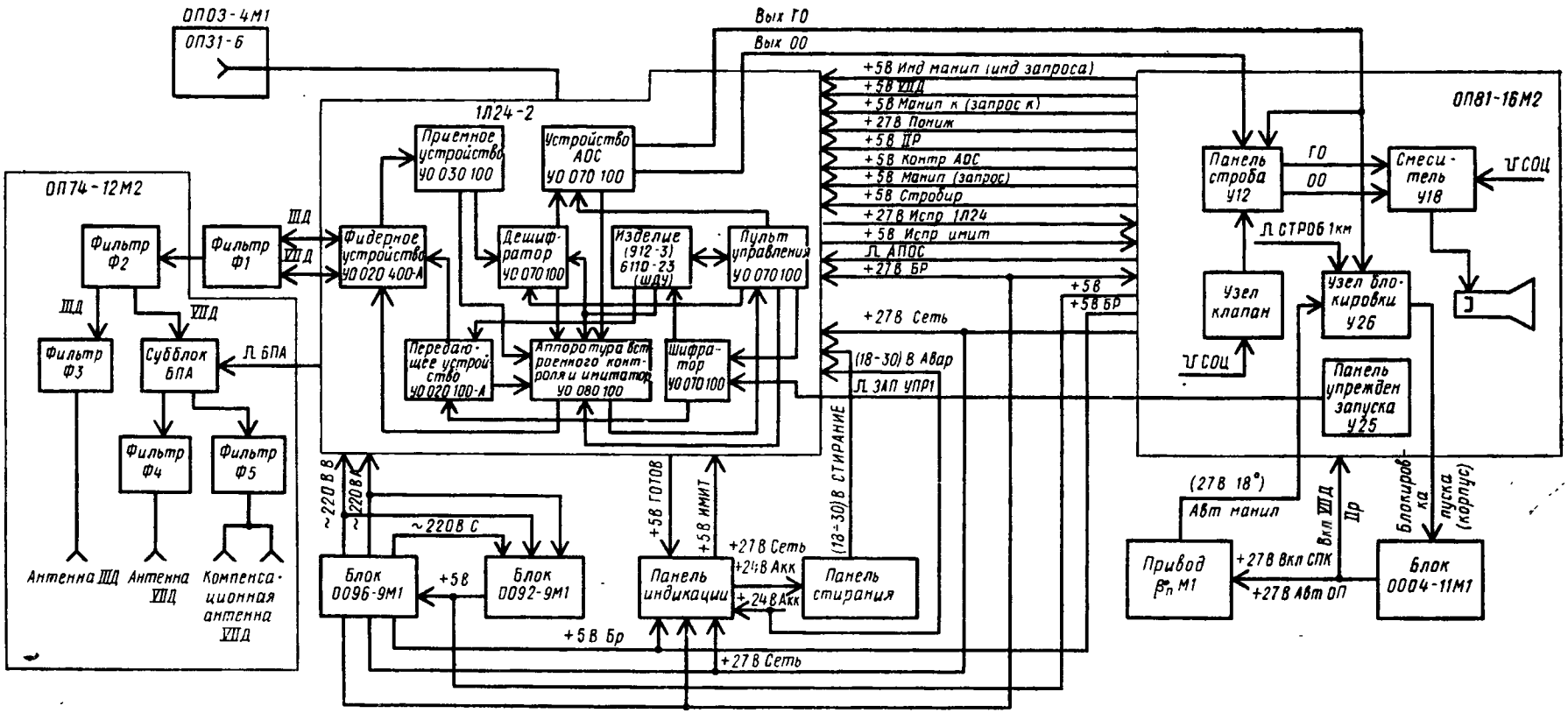


Рис. 2.18. Структурная схема сопряжения НРЗ 1Л24-2 с БМ 9А33БМ3

(Ф3) подаются на антенну III диапазона и излучаются в пространство. Запросные сигналы VII диапазона подаются в субблок БПА, который служит для подключения основной или компенсационной антенны VII диапазона к высокочастотному тракту, и излучаются в пространство. Субблок БПА управляется импульсом БПА, который подается на субблок с НРЗ. Фильтры Ф4 и Ф5 предназначены для защиты приемника НРЗ и БПА от зондирующих сигналов передатчиков изделия 9А33БМ3.

На блоке ОП03-4М1 имеется контрольная антенна (блок ОП31-6). Контрольная антенна предназначена для излучения в эфир высокочастотной энергии генератора высокой частоты блока УО080100 с целью проверки исправности антенно-фидерного и приемодешифрирующего устройства НРЗ.

Ответные сигналы, принятые от СРО, проходят через антенно-фидерный тракт в обратном порядке и подаются в приемные устройства III и VII диапазонов волн. После дешифрации и обработки ответных сигналов НРЗ 1Л24-2 выдаются сигналы общего и гарантированного опознавания в виде стандартизированных импульсов амплитудой 5 В и длительностью 1 мкс. Сигналы ОО и ГО выдаются в блок ОП81-16М2.

В режиме III—I ответные сигналы общего опознавания подаются в панель строба (У12) блока ОП81-16М2. В блоке ОП81-16М2 ответные сигналы ОО III—I могут обрабатываться в двух режимах: в режиме «Клапан» или режиме «Открытый прием».

В режиме «Клапан» видеосигналы станции обнаружения целей формируются по длительности (2 мкс) и задерживаются по дальности (1 км) до сигналов общего опознавания в узле «Клапан» блока ОП81-16М2, после чего подаются в панель строба, где происходит их сравнение по времени с сигналами ОО. Схема совпадения «пропускает» сигналы ОО только при одновременном наличии сигналов СОЦ и сигналов общего опознавания. Так как ДНА СОЦ гораздо меньше ДНА III диапазона НРЗ, то сигналы опознавания на выходе панели строба будут только тогда, когда есть сигналы от СОЦ. На экране ИКО отметка опознавания в режиме «Клапан» будет наблюдаться в таком же виде, как и отметка от цели, и отстоять от нее на 1 км.

В режиме «Открытый прием» сигналы общего опознавания формируются по длительности и амплитуде в панели строба и через смеситель (У18) подаются на ЭЛТ блока ОП81-16М2.

Сигналы гарантированного опознавания могут быть только в режиме VII — II. Сигналы ГО в режиме VII — II и сигналы ОО в режиме VII — I через панель строба, где они формируются по длительности и амплитуде, подаются на смеситель и далее на ЭЛТ для индикации.

Как было отмечено выше, НРЗ 1Л24-2 совместно с аппаратурой сопряжения БМ 9А33БМ3 могут работать в режиме блокировки пуска и режиме стирания.

Режим блокировки пуска

Режим блокировки пуска работает только при включенном переключателе БЛОКИР. ПУСКА на блоке ОО04-11М1 изделия 9А33БМ3 и служит для предотвращения пуска ракеты по своим самолетам.

При взятии цели на автоматическое сопровождение и включении передатчиков СПК из блока ОО04-11М1 на привод $\beta_п$М1 и на блок ОП81-16М2 выдается команда «+27 В АВТ. ОП». На блоке ОП81-16М2 по этой команде автоматически включается режим VII — II. В приводе $\beta_п$М1 команда «+27 В АВТ. ОП» подается на датчик 18°, который замыкается при прохождении антенны СОЦ через азимут ССЦ (±9°). Из привода $\beta_п$М1 команда «+27 В 18°» подается на блок ОП81-16М2 на узел блокировки (У26), при этом автоматически включается запрос в режиме VII — II. На узел блокировки также подаются строб 1 км (временное положение которого соответствует дальности до цели, взятой на ТСЦ) и сигналы ГО (если самолет свой).

При совпадении во времени приведенных выше условий узел блокировки выдает команду блокировки пуска («Корпус») на блок ОО04-11М1. При этом на блоке ОО04-11М1 загорится лампа БЛОКИР. ПУСКА и цепь пуска ракеты будет разорвана.

Команда блокировки пуска будет выдаваться в течение ~1,9 с до очередного момента прохождения антенны СОЦ через азимут ССЦ, т. е. вновь повторится запрос в секторе 18° в режиме VII—II, и при совпадении во времени сигналов «Строб 1 км» и ГО будет выработана команда «Блокировка пуска». Таким образом, при взятии на ТСЦ своего самолета цепь пуска ракеты будет разорвана, чем исключается возможность его обстрела.

Режим стирания

Для уничтожения информации, имеющейся в изделии 6110-23 (912-3), предназначена панель стирания. При нажатии кнопки СТИРАНИЕ (на панели стирания) подается +27 В на изделие 6110-23 (912-3), при этом загорается светодиод на панели стирания. Стирание возможно как при работающей аппаратуре, так и от аккумуляторных батарей.

2.2.5. Основные органы управления, контроля, сигнализации и признаки нормальной работы НРЗ

Включение НРЗ 1Л24-2 осуществляется при помощи органов управления, расположенных на блоке ОО96-9М1 и панели индикации.

При установке переключателя ДР НРЗ — ОТКЛ. на блоке ОО96-9М1 в положение ДР НРЗ напряжение 220 В 400 Гц подается на запросчик 1Л24-2 и на блок ОО92-9М1 (для выработки напряжения +5 В). Напряжение +5 В запитывает панель упреж-

денного запуска (У25), панель строба (У12) и узел блокировки (У26) блока ОП81-16М2. Одновременно напряжение +5 В запитывает соответствующие органы управления НРЗ, расположенные на блоке ОО96-9М1. При этом НРЗ 1Л24-2 начинает работать в режиме управления с местного пульта.

При установке переключателя БР НРЗ — МЕСТ. на блоке ОО96-9М1 в положение БР НРЗ на блоке ОО96-9М1 загорается лампа БР НРЗ и напряжения +5 В БР и +27 В БР подаются в блок ОП81-16М2 и в панель индикации. Кроме того, напряжение +27 В БР подается на НРЗ 1Л24-2. Эти напряжения обеспечивают включение дистанционного управления.

При установке переключателя ИМИТ. на панели индикации в положение ИМИТ. в запросчике 1Л24-2 начинают работать имитатор контрольных сигналов и аппаратура контроля, осуществляющие непрерывный контроль НРЗ 1Л24-2 и выдачу сигналов исправности на блок ОП81-16М2 и панель индикации. При этом на блоке ОП81-16М2 горят светодиоды ИСПРАВНОСТЬ ИМИТ. и ИСПРАВНОСТЬ 1Л24. На панели индикации горят светодиоды ГОТОВ и КД (или КП). Светодиоды КД или КП загораются в зависимости от того, какой код введен в ШДУ засекречивающего устройства.

Итак, при включении изделия 1Л24-2 в режиме БР должны загореться: лампа НРЗ на блоке ОО96-9М1; светодиоды ИСПРАВНОСТЬ ИМИТ. и ИСПРАВНОСТЬ 1Л24 на блоке ОП81-16М2; светодиоды ГОТОВ и КД (КП) на панели индикации.

Кроме того, на изделии 1Л24-2:

а) не должны гореть светодиоды ОТКАЗ, ТРЕВ., НЕИСПР.;

б) на блоке УО070100 горят светодиоды ~220 ДР; ~220 БР; КОМБ.; +27 БР; +27 ДР; ОТКАЗ (через 1 мин гаснет и загорается ГОТОВ); АНТ. (ЭКВ.); КД (КП);

в) на блоке УО080100 горит светодиод НЕИСПР. ПБЛ (только в III диапазоне);

г) на блоке УО020100-А горят светодиоды ДР или БР в зависимости от режима работы;

д) на блоке 55Н горят светодиоды ИКП или ИКД (либо оба).

Остальные светодиоды, расположенные на изделии 1Л24-2, гореть не должны.

Кроме органов управления, расположенных на блоке ОО96-9М1 и панели индикации, к основным органам управления НРЗ 1Л24-2 относятся органы управления, расположенные на передней панели блока ОП81-16М2:

1. Переключатель ПОНИЖ. При установке переключателя в положение ПОНИЖ. импульсная мощность снижается на 50%, а частота запуска запросчика увеличивается в два раза. При этом на блоке ОП81-16М2 загорается светодиод ПОНИЖ.

2. Переключатель ДИАПАЗОН — РЕЖИМ. включающий режимы VII—II, VII—I или III—I запросчика. При установке переключателя в положение VII—I загорается светодиод VII, а в положение VII—II загорается еще и светодиод II.

3. Кнопка КОНТР. ИНД. При нажатии этой кнопки осуществляется контроль 1Л24-2 с выдачей на ИКО сигналов общего и гарантированного опознавания. При установке переключателя ДИАПАЗОН — РЕЖИМ в положение VII—II на ИКО выдаются восемь отметок гарантированного опознавания *4* (рис. 2.15) и одна отметка общего опознавания *3* (рис. 2.15).

При установке переключателя в положения III-I и VII-I на ИКО выдается одна отметка ОО *3* (рис. 2.15).

4. Кнопка ЗАПРОС. При нажатии кнопки ЗАПРОС передатчик НРЗ вырабатывает высокочастотные запросные импульсы в III и VII диапазоне частот, а приемодешифрирующий тракт подготавливается к обработке сигналов ответчика. При этом загорается светодиод ЗАПРОС. Команда «Запрос» выдается на НРЗ 1Л24-2 в течение 1 с, для повторного запроса необходимо отпустить и вновь нажать кнопку ЗАПРОС.

5. Кнопка ЗАПРОС К используется в режиме III—I. При нажатой кнопке ЗАПРОС К горит светодиод ЗАПРОС К. Передающее устройство при этом вырабатывает запросные импульсы в количестве на один больше, чем в режиме ЗАПРОС. Применяется по особому распоряжению.

2.3. РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ СОПРОВОЖДЕНИЯ ЦЕЛИ

2.3.1. Назначение, тактико-технические характеристики, состав и размещение основных систем

Станция сопровождения цели предназначена для точного измерения текущих координат цели и выдачи их в счетно-решающий прибор боевой машины.

Основные тактико-технические характеристики ССЦ

1. Дальность автоматического сопровождения самолета типа МиГ-19 в пассивных помехах плотностью 1,8 стандартной пачки на 100 м пути не менее 25 км.

2. Пределы работы:

по азимуту ±330°;

по углу места от —12 до +78°;

по дальности до 28 км.

3. Сопровождение цели по угловым координатам:

автоматическое;

полуавтоматическое с использованием ТОВ.

4. Захват цели на сопровождение осуществляется автоматически или вручную.

5. Разрешающая способность:

по угловым координатам не хуже 00-20;

по дальности не хуже 55 м.

6. Угол фиксации антенны при работе в режиме НЛЦ по отношению к горизонту 00-10.

7. Ширина диаграммы направленности антенны:
в горизонтальной плоскости от 00-17 до 00-24;
в вертикальной плоскости от 00-13 до 00-17.
8. ССЦ имеет защиту от помех:
ответных угловых;
пассивных;
несинхронных импульсных;
уводящих по дальности.
9. ССЦ обеспечивает автоматическое сопровождение постановщика активных шумовых помех по угловым координатам.
10. Работа ССЦ возможна только на стоянке.

В состав ССЦ входят следующие системы и отдельные блоки:
1. Передающая система ОС22-01М.
2. Антенно-волноводная система ОС04-18М.
3. Приемная система ОС61-02М1.
4. Система АПЧМ.
5. Система измерения дальности ОО81-01М.
6. Индикатор поиска по углу места ОС81-10М.
7. Система выделения сигнала ошибки.
8. Система управления антенной ОС52-01М3.
9. Шкаф управления ОО96-9М1.
10. Блоки электропитания.

Аппаратура ССЦ размещается в АПУ ОО04-20М1 и в операторском отделении БМ. В угломестной части АПУ расположены АВС, передающая система (отсек ОС22-5М), входные устройства приемной системы, система АПЧМ. В стойке СЛ-2М1 операторского отделения расположены главный усилитель и блок АРУ приемной системы, система измерения дальности, индикатор поиска по углу места, система выделения сигнала ошибки, блоки управления СУА. В стойке СП-2М1 размещены магнитный усилитель СУА (блок ОС52-16М) и распределительное устройство передатчиков СОЦ и ССЦ (блок ОО91-18). Электромашинный усилитель СУА расположен в моторном отсеке БМ.

Блоки электропитания расположены в стойках СЛ-3М1, СЛ-2М1, в отсеке ОС22-5М, во входных устройствах и в азимутальном блоке АПУ. АПУ ОО04-20М1 соединяется с аппаратурой операторского отделения при помощи бесконтактного вращающегося устройства.

2.3.2. Структурная схема

Станция сопровождения цели представляет собой импульсную РЛС с высокой скважностью зондирующих сигналов. Для автоматического сопровождения цели по угловым координатам в ССЦ используется моноконический метод пеленгации. Сопровождение цели по дальности осуществляется автоматической системой измерения дальности. Применение узкой («игольчатой») диаграммы направленности антенны, зондирующих импульсов малой длительности и использование автоматических систем для сопровождения

цели обеспечивают ССЦ высокую разрешающую способность и высокую точность измерения координат цели.

Как и СОЦ, ССЦ может работать в режиме СДЦ или в режиме ШТ. Назначение этих режимов и их аппаратурная реализация в целом аналогичны рассмотренным режимам СОЦ. Особенностью ССЦ является наличие канала угловой автоматики, необходимого для автоматического сопровождения цели по угловым координатам.

Структурная схема ССЦ, поясняющая назначение, работу и взаимодействие элементов станции, приведена на рис. 2.19.

Передающая система вырабатывает мощные СВЧ импульсы энергии. Несущая частота импульсов передатчика стабилизируется системой АПЧМ. Частота повторения импульсов передатчика определяется приходом импульсов запуска передатчика из схемы синхронизации БМ. Импульс запуска передатчика ССЦ запаздывает относительно импульса запуска передатчика СОЦ на 10 мкс, что необходимо для разделения сигналов каналов дальности СОЦ и ССЦ при обработке их в общем ЧПК. Частота повторения импульсов СОЦ и ССЦ одинакова.

Радиоимпульсы передатчика направляются с помощью антенно-волноводной системы к облучателю и излучаются антенной в пространство узким лучом энергии. Часть энергии передатчика через аттенюатор ответвляется на смеситель АПЧ и КФ, обеспечивая работу системы АПЧМ и фазирование когерентного гетеродина приемной системы в режиме СДЦ.

Антенно-волноводная система в режиме приема отраженных сигналов формирует четыре неподвижные диаграммы направленности, образующие при пересечении равносигнальное направление (рис. 2.20). Амплитуда суммарного сигнала облучателя $\dot{u}_\Sigma$ зависит от дальности до цели и величины ее эффективной поверхности рассеяния. Разностные сигналы $\dot{u}_{\Delta\varepsilon}$, $\dot{u}_{\Delta\beta}$ возникают только при рассогласовании линии визирования цели и РСН. Амплитуда разностного сигнала на выходе устройства сравнения пропорциональна величине рассогласования в вертикальной (горизонтальной) плоскости, а его фаза по отношению к суммарному сигналу составляет 0 или 180° в зависимости от направления рассогласования ЛВЦ и РСН. Схема моноконического преобразования обеспечивает перенос информации об угловом положении цели относительно РСН в низкочастотную огибающую последовательности отраженных сигналов. За счет такого преобразования число приемных каналов уменьшается до двух и резко снижаются требования к стабильности фазочастотных характеристик приемников, причем огибающие в основном и дополнительном каналах находятся в противофазе. АВС ССЦ осуществляет скрытное коническое сканирование диаграммы направленности антенны, поскольку в режиме передачи диаграмма направленности, формируемая суммарным каналом облучателя, не сканирует. Скрытное сканирование не позволяет противнику разведать частоту ГОН и создать прицельную по частоте сканирования угловую ответную помеху. На-

личие двух противофазных по огибающим сигналов позволяет сохранить основное свойство моноимпульсных пеленгаторов — нечувствительность РЛС к амплитудным флюктуациям отраженных сигналов, увеличить точность сопровождения цели по угловым координатам и подавить сигналы УОП в системе ВСО.

Приемная система состоит из основного и дополнительного каналов. Эти каналы идентичны и выполнены по супергетеродинной схеме с однократным преобразованием частоты. В каждом канале отраженные сигналы проходят через направленный ответвитель СВР, волноводную арматуру генератора шума и подаются на управляемый волноводный аттенюатор. Под действием управляющего напряжения АРУ изменяется величина затухания сигналов в аттенюаторе, что позволяет устранить перегрузку УВЧ мощными эхо-сигналами и обеспечивает сопровождение цели на ближней границе зоны поражения комплекса. С выхода аттенюатора сигналы подаются в малошумящий УВЧ через режекторный фильтр, устраняющий прохождение ответных сигналов ракет на этапе наведения в приемную систему ССЦ.

Усиленные в УВЧ сигналы проходят через СВЧ фильтр, настроенный на частоту передатчика, и подаются в смесители преобразователей частоты. Гетеродинные напряжения для смесителей каналов ОЦ, ДЦ и смесителя АПЧ и КФ вырабатываются общим стабильным гетеродином. Дальнейшее усиление сигналов производится на промежуточной частоте. УПЧ конструктивно разделяется на ПУПЧ и ГУПЧ. На ПУПЧ основного и дополнительного каналов подаются управляющие напряжения со схем АРУ ОЦ и ДЦ.

Сигналы ПУПЧ основного канала подаются на главные усилители канала дальности в штатном режиме (КД ШТ), канала дальности в режиме СДЦ КД (СДЦ) и двух каналов угловой автоматики, один из которых используется в штатном режиме (КУА ШТ ОЦ), а другой — в режиме СДЦ (КУА СДЦ ОЦ). Сигналы с ПУПЧ дополнительного канала подаются только на два канала угловой автоматики: КУА ШТ ДЦ и КУА СДЦ ДЦ. Каждый из каналов КУА СДЦ состоит, в свою очередь, из двух квадратурных каналов: синусного и косинусного, что необходимо для подавления ложного сигнала ошибки в режиме СДЦ.

Усилители КУА стробируются широким стробом при захвате или ультраузким стробом при автосопровождении цели. Стробирование КУА устраняет влияние мешающих отражений на процесс сопровождения цели по угловым координатам. Положение стробирующего импульса связано со следящими стробами автодальномера цели. Таким образом, в КУА отрабатываются только сигналы от цели, сопровождаемой по дальности.

В штатном режиме сигналы в КУА ШТ ОЦ и КУА ШТ ДЦ усиливаются на промежуточной частоте, детектируются амплитудными детекторами и подаются в блок ВСО ШТ (ОО51-7М) на детекторы огибающей. Огибающие сигналов ОЦ и ДЦ частоты ГОН совместно обрабатываются нормирующим устройством. Та-

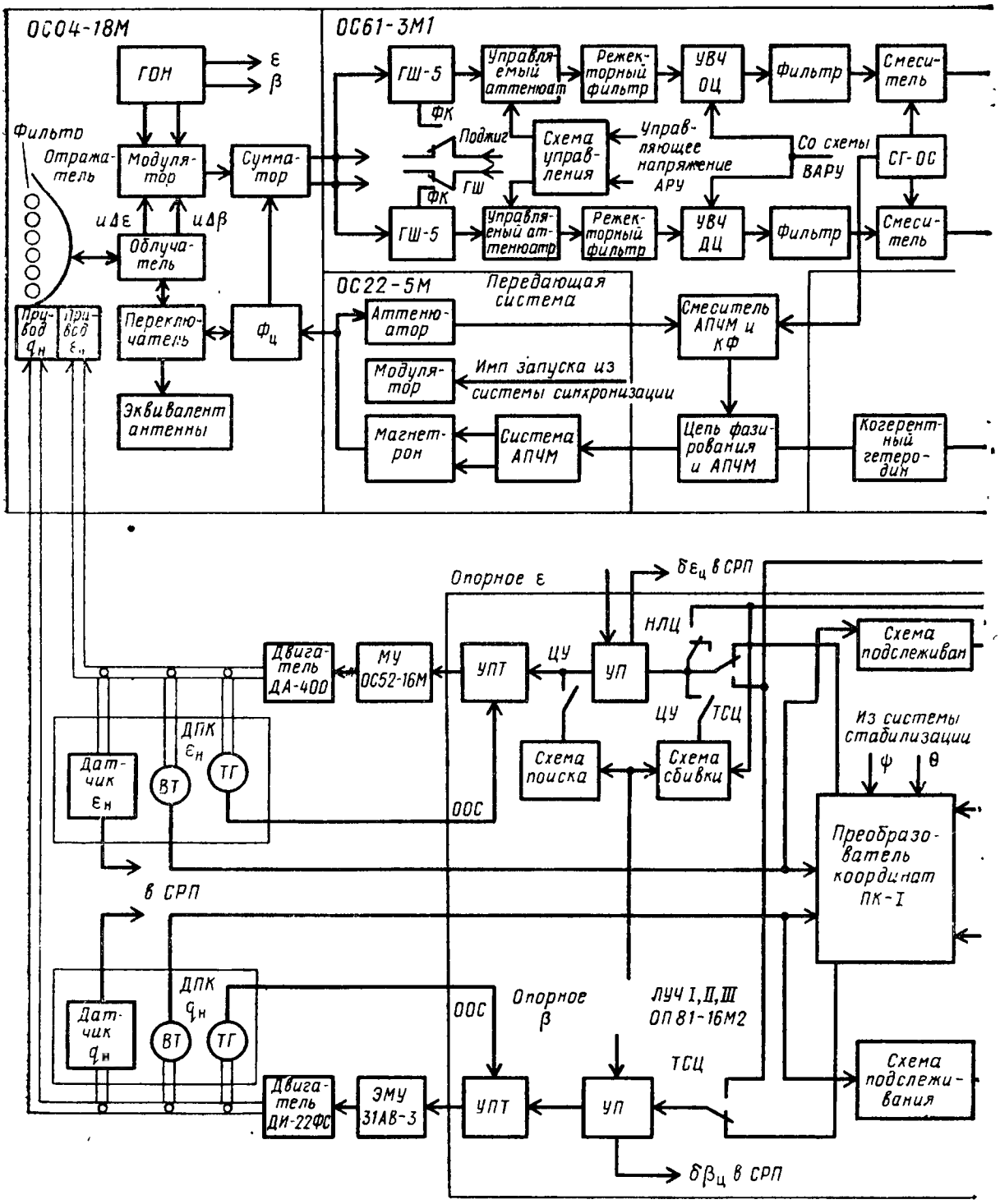
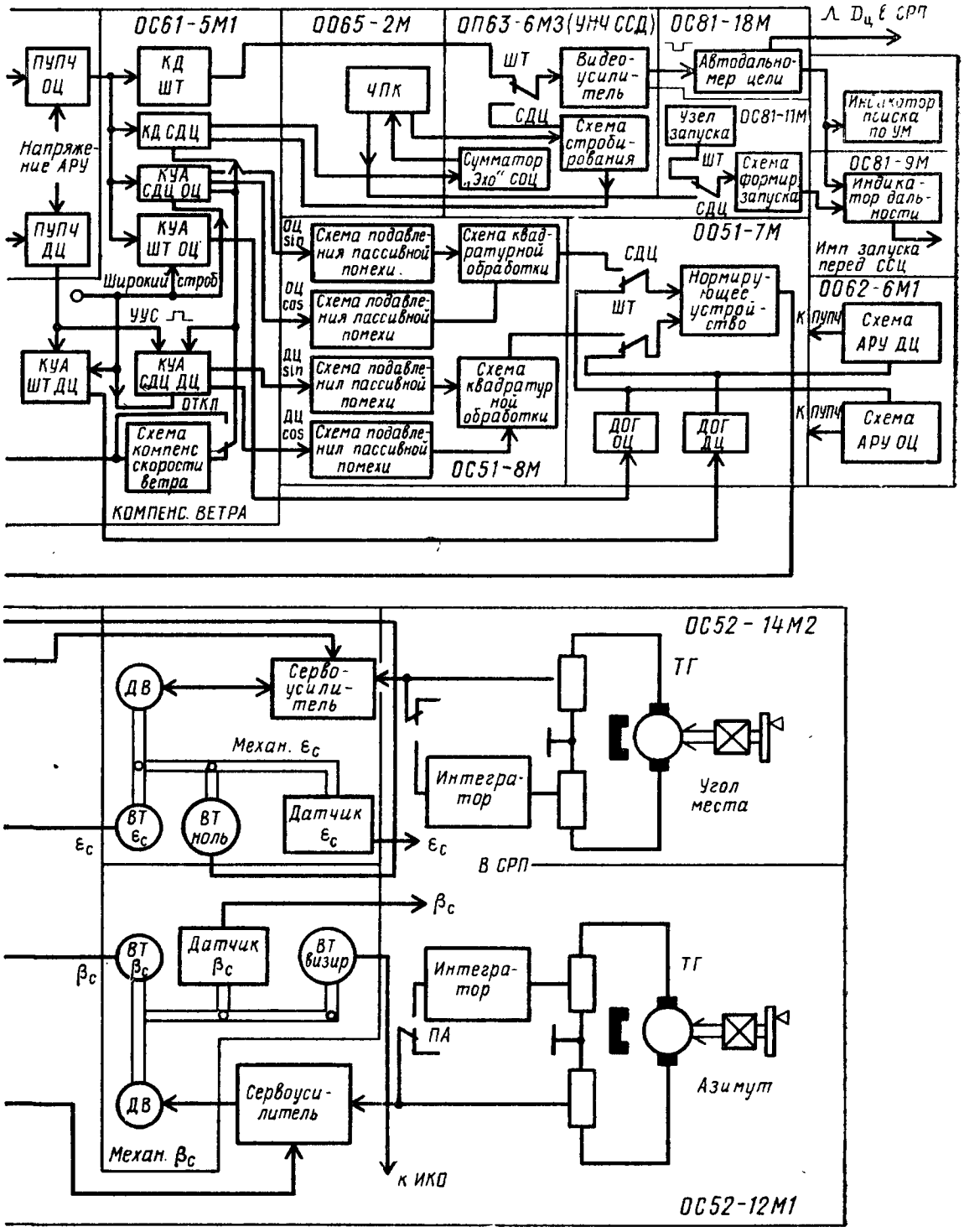
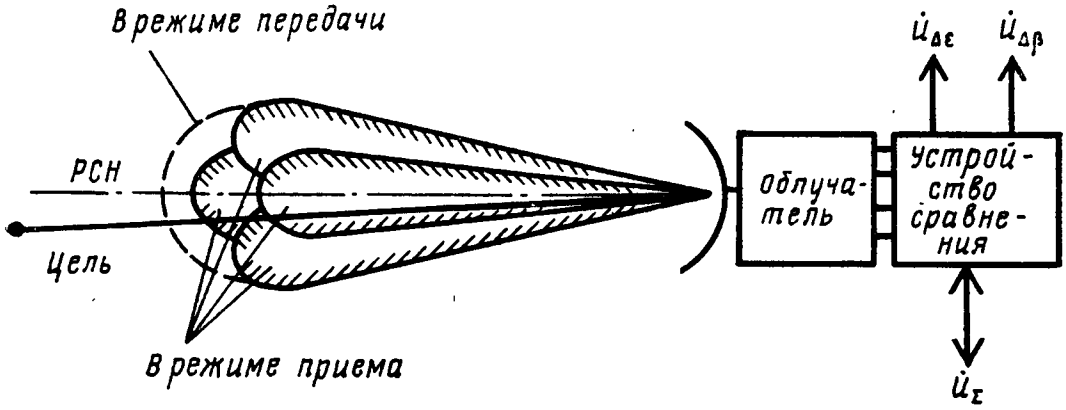


Рис. 2.19. Структур



ная схема ССЦ

кая обработка устраняет зависимость сигнала ошибки сопровождения цели по угловым координатам от амплитуды входных сигналов и обеспечивает эффективное подавление угловой ответной помехи (синфазного сигнала). Видеосигналы с ДОГ ОЦ и ДЦ поступают также на схемы АРУ блока ОО62-6М1, где вырабатываются напряжения АРУ, управляющие усилением ПУПЧ и затуханием аттенюаторов приемных каналов.



• **Рис. 2.20.** Диаграмма направленности антенны ССЦ

В режиме СДЦ сигналы усиливаются УПЧ КУА СДЦ ОЦ и КУА СДЦ ДЦ и детектируются четырьмя фазовыми детекторами, опорным напряжением для которых служит напряжение, поступающее с когерентного гетеродина непосредственно или через схему компенсации скорости ветра, причем на синусный и косинусный детекторы напряжения подаются в квадратуре (со сдвигом на 90°). С выходов фазовых детекторов видеосигналы цели, промодулированные доплеровской частотой, и немодулированные сигналы пассивной помехи подаются в блок ВСО СДЦ (ОС51-8М) на схемы подавления пассивных помех. Полезные сигналы, имеющие доплеровскую модуляцию, выделяются этими схемами и попарно проходят квадратурную обработку. Немодулированные сигналы пассивных помех подавляются. На выходах схем квадратурной обработки сигналы не содержат доплеровской модуляции, которая может вызвать ложный сигнал ошибки. Таким образом, исключается возможность срыва сопровождения по угловым координатам при «полуслепых» скоростях цели. С выходов блока ОС51-8М сигналы основного и дополнительного каналов через контакты реле ШТ — СДЦ блока ОО51-7М подаются на нормирующее устройство вместо сигналов ДОГ штатного режима.

Напряжение сигнала ошибки частоты ГОН с выхода блока ОО51-7М подается на усилители-преобразователи блоков ОС52-12М1 и ОС52-14М2 СУА, где оно разделяется на азимутальную и угломестную составляющие. Опорные напряжения ε и β вырабатываются генератором опорного напряжения АВС. Азимутальная ($\delta\beta$) и угломестная ($\delta\varepsilon$) составляющие сигнала ошибки подаются на усилители тока, далее усиливаются по мощности электромашинным усилителем (в азимутальном канале) или магнит-

ным усилителем мощности (в угломестном канале) и поступают на исполнительные двигатели силовых приводов СУА ССЦ. Силовые приводы поворачивают АПУ и угломестный корпус с антенной ССЦ в сторону, соответствующую уменьшению рассогласования равносигнального направления и линии визирования цели. Таким образом, достигается непрерывное точное сопровождение цели. С датчиков СУА в счетно-решающий прибор выдаются угловые координаты цели $\varepsilon_н$, $q_н$ в наклонной системе координат. Для точного формирования команд управления полетом ракет необходимо учитывать несовпадение РСН с ЛВЦ, вызванное движением цели (динамическую ошибку сопровождения). Поэтому сигналы $\delta\varepsilon_ц$, $\delta\beta_ц$ в строго определенном масштабе с выходов УП также подаются в систему выработки команд СРП.

Кроме режима ТСЦ в СУА ССЦ предусмотрены режимы полуавтоматического управления, ручного управления, ускоренного переброса АПУ по азимуту, поиска (целеуказания) по углу места, а также режим «Низколетящая цель». В режиме ПА сопровождение цели по угловым координатам осуществляется с помощью телевизионно-оптического визира путем совмещения перекрестия с изображением цели на экране видеоприемного устройства ВПУ-55. Оптическая ось телевизионной камеры КТ-101 ТОВ съюстирована с электрической осью антенны ССЦ.

Для обеспечения передачи целеуказания в СУА применяется преобразователь координат ПК-1, позволяющий связать наклонную систему координат ССЦ и стабилизированную относительно плоскости горизонта систему координат СОЦ. Для управления антенной ССЦ в стабилизированной системе координат в блоках ОС52-12М1 и ОС52-14М2 имеются приборные следящие системы $\varepsilon_с$ и $\beta_с$, датчики которых связаны с преобразователем координат. В режиме ТСЦ приборные следящие системы осуществляют подслеживание за положением силовых приводов СУА по положению и по скорости, что обеспечивает плавный переход системы в режим ПА. Стабилизированные координаты цели с датчиков механизмов $\varepsilon_с$, $\beta_с$ выдаются в систему пуска СРП для выработки сигналов «Внимание», «Цель в зоне». В механизме $\varepsilon_с$ имеется потенциометрический датчик, обеспечивающий формирование развертки индикатора поиска по углу места, а также датчики, обеспечивающие работу СУА и СРП в режиме НЛЦ.

Канал дальности приемной системы ССЦ обеспечивает работу системы измерения дальности и индикатора поиска по углу места. В отличие от КУА канал дальности является открытым. Это необходимо для обнаружения цели ССЦ по данным целеуказания от СОЦ. В режиме ШТ главный усилитель КД ШТ открыт по всей дистанции (0 — 28 км). В режиме СДЦ усилитель КД СДЦ открывается только в пределах участка 1,5 км, соответствующего положению развертки точной дальности индикатора блока ОС81-9М. Стробирование усилителя КД СДЦ производится подвижным импульсом, вырабатываемым в схеме стробирования блока ОП63-6М3.

В режиме ШТ сигналы детектируются амплитудным детектором и через видеоусилитель блока ОП63-6М3 подаются в автодальномер ОС81-18М, затем разветвляются на индикаторы дальности (ОС81-9М) и поиска по углу места (ОС81-10М). В видеоусилителе имеется схема защиты от уводящей по дальности помехи.

В КД СДЦ сигнал усиливается на промежуточной частоте, детектируется фазовым детектором и подается в сумматор блока ОП63-6М3, где он объединяется с сигналом КД СДЦ СОЦ и поступает в блок чересперіодной компенсации. Возможность обработки сигналов по КД СДЦ СОЦ и ССЦ достигается за счет разделения сигналов по времени (рис. 2.9). В блоке ЧПК происходят подавление пассивных помех и выделение сигналов движущихся целей. Полный видеосигнал СОЦ и ССЦ с выхода блока ЧПК подается в схему стробирования блока ОП63-6М3, в которой происходит разделение сигналов СОЦ и ССЦ. Видеосигнал ССЦ через контакты реле ШТ — СДЦ подается в видеоусилитель блока ОП63-6М3 и далее в автодальномер цели, как и в штатном режиме.

Система измерения дальности состоит из блоков ОС81-18М, ОС81-9М, ОС81-10М и субблока ОС81-11М. Блок ОС81-18М является электромеханическим дальномером, обеспечивающим точное автоматическое сопровождение цели по дальности и выдачу в СРП импульса «$Д_ц$», временное положение которого относительно импульса запуска передатчика соответствует дальности до цели. В автодальномере предусмотрено ручное сопровождение цели.

Индикатор дальности ОС81-9М имеет две развертки (грубую и точную) и позволяет наблюдать сигналы по каналу дальности ССЦ, а также ответные сигналы ракет.

Индикатор поиска по углу места ОС81-10М предназначен для точного наведения по углу места антенны ССЦ. В режиме ЦУ антенна ССЦ осуществляет автоматический поиск по углу места в пределах того луча СОЦ, в котором обнаружена цель. В момент прохождения антенной направления на цель и при совмещении оператором дальности строба с отметкой от цели срабатывает схема автозахвата блока ОС81-10М, которая переводит СУА ССЦ и автодальномер цели в режим автосопровождения.

2.3.3. Устройство основных систем

Антенно-волноводная система ССЦ (ОС04-18М) предназначена для выполнения следующих функций: передачи электромагнитной энергии СВЧ, вырабатываемой передающей системой, к антенне; передачи энергии СВЧ от передатчика в эквивалент антенны при скрытной работе (без излучения в пространство); формирования требуемой диаграммы направленности на излучение и на прием; передачи принятых СВЧ сигналов от антенны на вход приемной системы ССЦ; приема ответных сигналов ракет на этапе наведения и передачи этих сигналов на вход приемной системы СВР. Кроме указанных функций АВС ССЦ выполняет специфическую

задачу преобразования информации об угловом положении цели и ракет относительно РСН антенны, реализуя моноконический метод пеленгации цели.

В состав АВС входят следующие узлы и блоки (в направлении от магнетронного генератора к антенне и от антенны к приемной системе) (рис. 2.19): ферритовый циркулятор, выполняющий функцию антенного переключателя совместно с резонансными разрядниками, установленными на входах приемной системы, а также обеспечивающий ответвление части энергии СВЧ к системе АПЧМ; ответвитель, предназначенный для подключения волномера ОС41-1; измеритель проходящей мощности, обеспечивающий измерение средней мощности передатчика; электромеханический переключатель АНТЕННА — ЭКВИВАЛЕНТ; антенна; волноводный модулятор; ферритовый циркулятор с поглощающими нагрузками; волноводный сумматор; две секции волноводов с резонансными разрядниками.

Антенна ССЦ представляет собой двухзеркальную антенну с поворотом плоскости поляризации электромагнитных волн. На этапе наведения этой же антенной принимаются сигналы ответчиков ракет (узкий луч СВР). Преимуществами таких антенн являются компактность, жесткость юстировки облучателя и отсутствие эффекта затенения зеркала облучателем. Параболический рефлектор является двухслойным. На удалении $\lambda/4$ от металлического рефлектора установлена сетка из проволочек, ориентированных под углом 45° по отношению к проволочкам поляризационного фильтра (рис. 2.21). Облучатель антенны формирует волну с

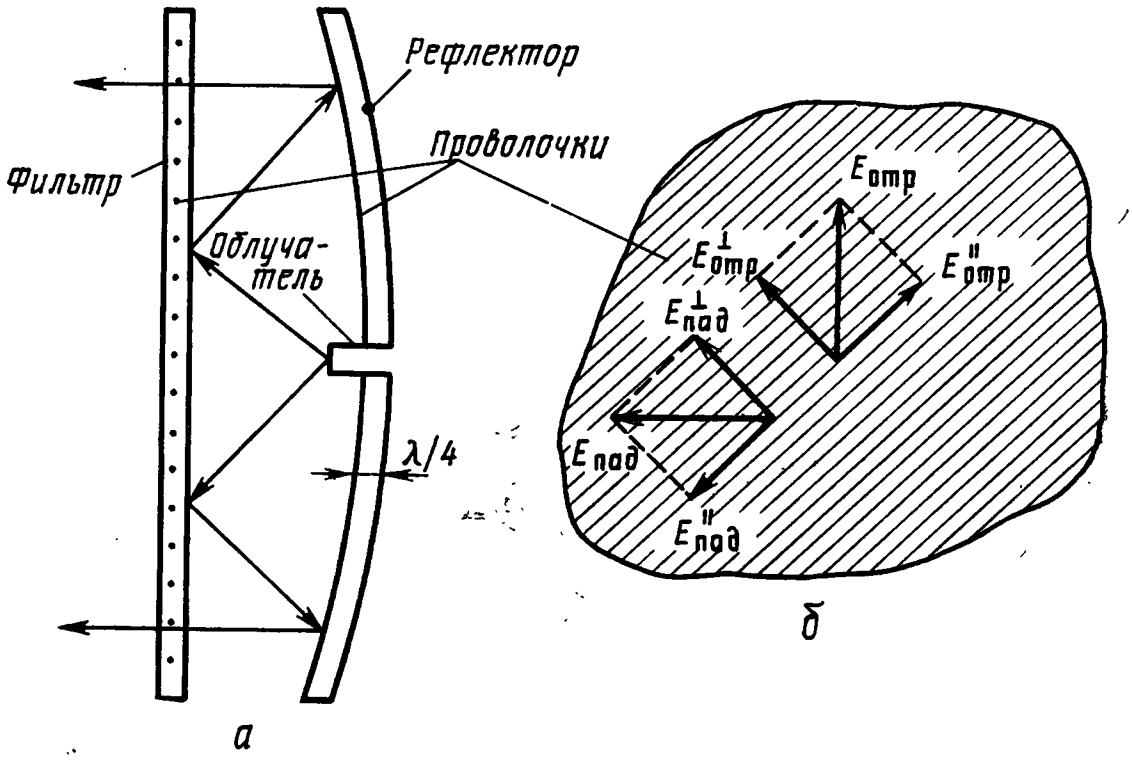


Рис. 2.21. Антенна ССЦ:
а — коиструкция; *б* — поворот плоскости поляризации волиы иа рефлекторе

горизонтальной поляризацией, которая отражается от поляризационного фильтра и попадает на рефлектор. За счет разложения волны $E_{пад}$ на проволочках рефлектора на составляющие $E^{\perp}_{пад}$, $E''_{пад}$ и взаимодействия волн, отраженных от проволочек $E''_{отр}$ и от зеркала рефлектора $E^{\perp}_{отр}$, образуется вертикально поляризационная волна, которая беспрепятственно проходит через поляризационный фильтр и излучается в пространство.

Облучатель с устройством сравнения представляет собой волноводное устройство, преобразующее четырехканальную информацию об угловом положении цели относительно РСН в трехканальную. Он позволяет сформировать на прием четыре диаграммы направленности, смещенные с РСН. На выходе устройства сравнения образуются три канала (рис. 2.22). Сигналы разностных азимутального и угломестного каналов пропорциональны отклонению цели от РСН. Направление отклонения определяет фазу разностного СВЧ сигнала (0 или 180°) по отношению к суммарному сигналу.

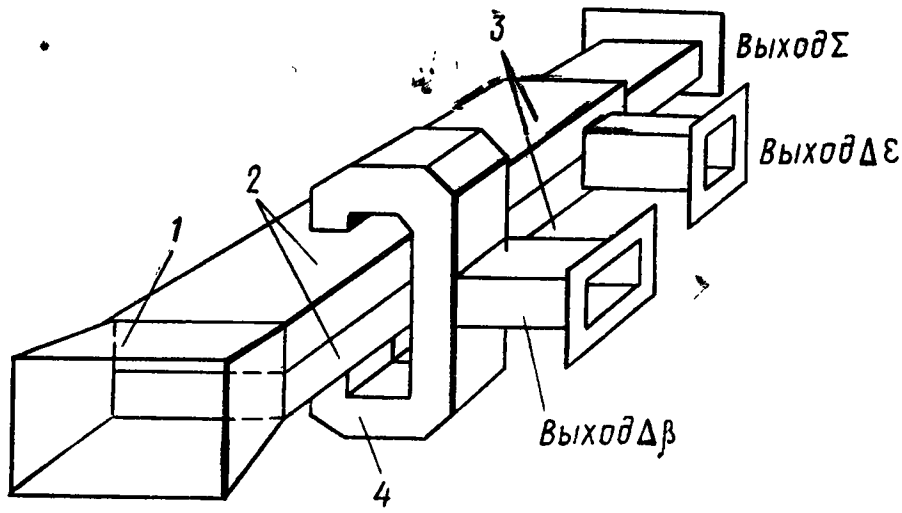


Рис. 2.22. Облучатель с устройством сравнения:
1 — рупор; *2* — Н-плоскостной двойной тройник; *3* — Е-плоскостной двойной тройник; *4* — Е-плоскостной тройник

Разностные сигналы с выходов устройства сравнения подаются в круглый волновод *3* модулятора АВС через входы прямоугольных волноводов *1*, *2* (рис. 2.23). Векторы электрических полей разностных сигналов $\dot{u}_{\Delta\varepsilon}$ и $\dot{u}_{\Delta\beta}$ повернуты в пространстве на 90° за счет ориентации входных волноводов модулятора. В круглом волноводе электромагнитные поля разностных сигналов возбуждают суммарное поле, ориентация которого определяется соотношением амплитуд сигналов $\dot{u}_{\Delta\varepsilon}$ и $\dot{u}_{\Delta\beta}$ и их фазами.

При изменении положения вращающейся части *4* волновода с элементом связи, упрощенно представленным на рисунке прямоугольным волноводом *5*, выходной сигнал оказывается промодулированным по амплитуде с частотой сканирования Ω. Далее разностный модулированный сигнал и сигнал с суммарного канала схемы сравнения подаются в волноводный сумматор. В одном вы-

ходном плече сумматора образуется полусумма сигналов $\dot{u}_{\Delta м}$ и $\dot{u}_{\Sigma}$, а в другом — их полуразность. Поэтому огибающие выходных сигналов находятся в противофазе (рис. 2.24).

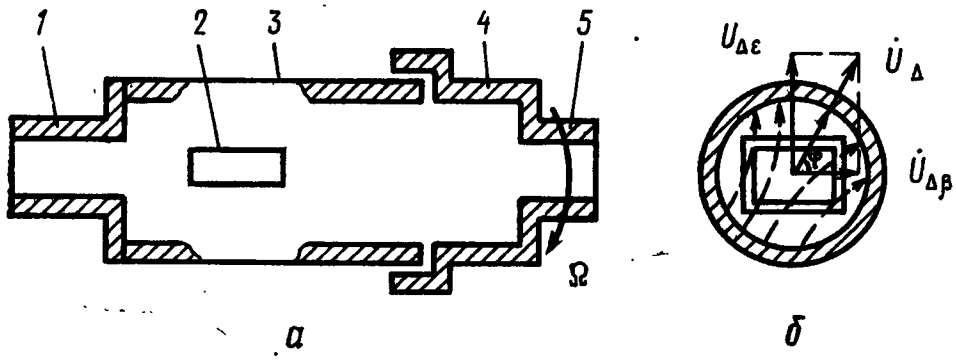


Рис. 2.23. Волноводный модулятор
а — конструкция; *б* — суммирование сигналов в круглом волноводе; 1 — вход $\dot{u}_{\Delta\beta}$; 2 — вход $\dot{u}_{\Delta\varepsilon}$; 3 — круглый волновод; 4 — вращающаяся часть; 5 — прямоугольный волновод

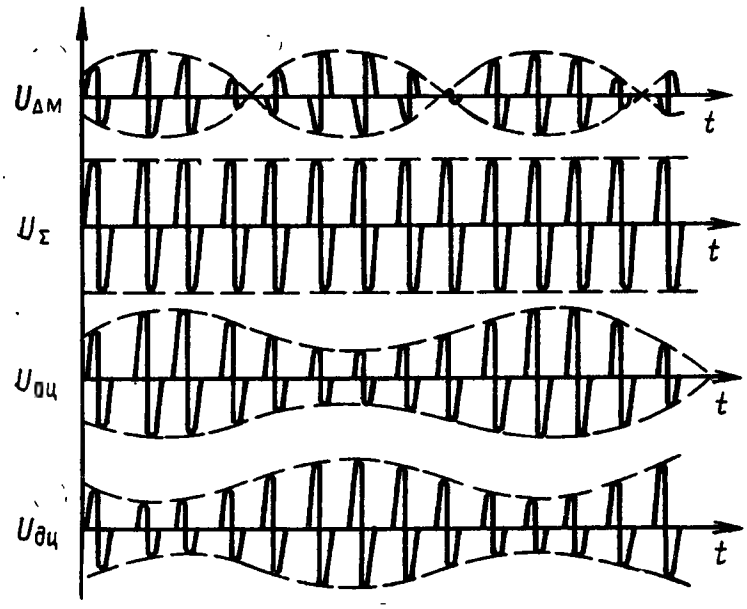


Рис. 2.24. Сигналы на входах и выходах сумматора

Выходные сигналы основного и дополнительного плеч сумматора через волноводные секции с разрядниками поступают на входы приемной системы. Огибающие этих сигналов соответствуют двум сканирующим с частотой Ω диаграммам направленности, смещенным с РСН в противоположных направлениях, и могут быть представлены в виде:

$$U_{оц}(t) = \frac{U_{\Sigma}}{\sqrt{2}}[1 + m\cos(\Omega t - \varphi)]; \qquad (2.5)$$

$$U_{дц}(t) = \frac{U_{\Sigma}}{\sqrt{2}}[1 - m\cos(\Omega t - \varphi)],$$

где U_Σ — амплитуда сигнала суммарного канала;

m — коэффициент модуляции, характеризующий величину сигнала ошибки;

φ — фаза сигнала ошибки, определяющая направление отклонения РСН от направления на цель.

Фазовый угол φ измеряется относительно напряжений, вырабатываемых генератором опорного напряжения. Ротор этого генератора приводится во вращение синхронно с модулятором. Рефлектор, поляризационный фильтр антенны и эквивалент антенны закреплены на угломестном корпусе ССЦ. Положение рефлектора по отношению к облучателю юстируется за счет регулировочных прокладок так, чтобы совместить оптическую и электрическую оси антенны с погрешностью не более 5′. Поэтому при эксплуатации необходимо оберегать рефлектор и фильтр антенны от ударов и рывков, в том числе при расчехлении. Остальные элементы АВС ССЦ расположены в отсеке ОС04-18М в непосредственной близости к передающей и приемной системам ССЦ. Для повышения электрической прочности в АВС создается избыточное давление воздуха 1,6 — 2,0 кгс/см^2.

Передающая система ССЦ (ОС22-01М) предназначена для генерирования импульсов СВЧ энергии заданной несущей частоты и мощности, которые через антенно-волноводную систему излучаются в пространство.

В состав системы входят: модулятор с подмодулятором (блок ОС22-4М); магнетронный генератор; блоки питания ОС91-11 и ОС91-12; регулятор напряжения накала магнетрона (блок ОС91-23). Конструктивно передающая система объединена в отсек ОС22-5М, расположенный на АПУ в угломестном корпусе ССЦ.

В целом принцип действия передающей системы ССЦ аналогичен рассмотренному для СОЦ. Однако для формирования достаточно коротких импульсов (0,225 мкс) применен модулятор с полным разрядом линии формирования, что обусловило ряд особенностей системы. Модулятор предназначен для преобразования постоянного напряжения +6 кВ, вырабатываемого высоковольтным выпрямителем ОС91-12, в импульсы отрицательной полярности амплитудой до 15 кВ, подаваемые на катод магнетрона.

Накопителями энергии служат конденсаторы линии формирования. В качестве ключа используется водородный тиратрон. При закрытом тиратроне конденсаторы линии формирования заряжаются от источников +6 кВ через зарядный дроссель, зарядные диоды и первичную обмотку импульсного трансформатора (рис. 2.25). При этом обеспечивается резонансный заряд линии формирования. К моменту прихода импульса запуска передатчика напряжение линии достигает удвоенного значения (12 кВ).

Импульсы запуска передатчика из системы синхронизации формируются подмодулятором по амплитуде и длительности и подаются на сетку тиратрона. Тиратрон «поджигается», и происходит разряд формирующей линии через тиратрон и первичную обмотку импульсного трансформатора. Со вторичной обмотки

трансформатора снимается отрицательный импульс напряжения амплитудой около 15 кВ на катод магнетрона. Форма и длительность модулирующего импульса определяются параметрами линии формирования. При поступлении этого импульса магнетронный генератор вырабатывает мощный радиоимпульс СВЧ. При формировании модулирующего импульса линия разряжается до напряжения выключения тиратрона, и он закрывается. Начинается новый цикл заряда линии.

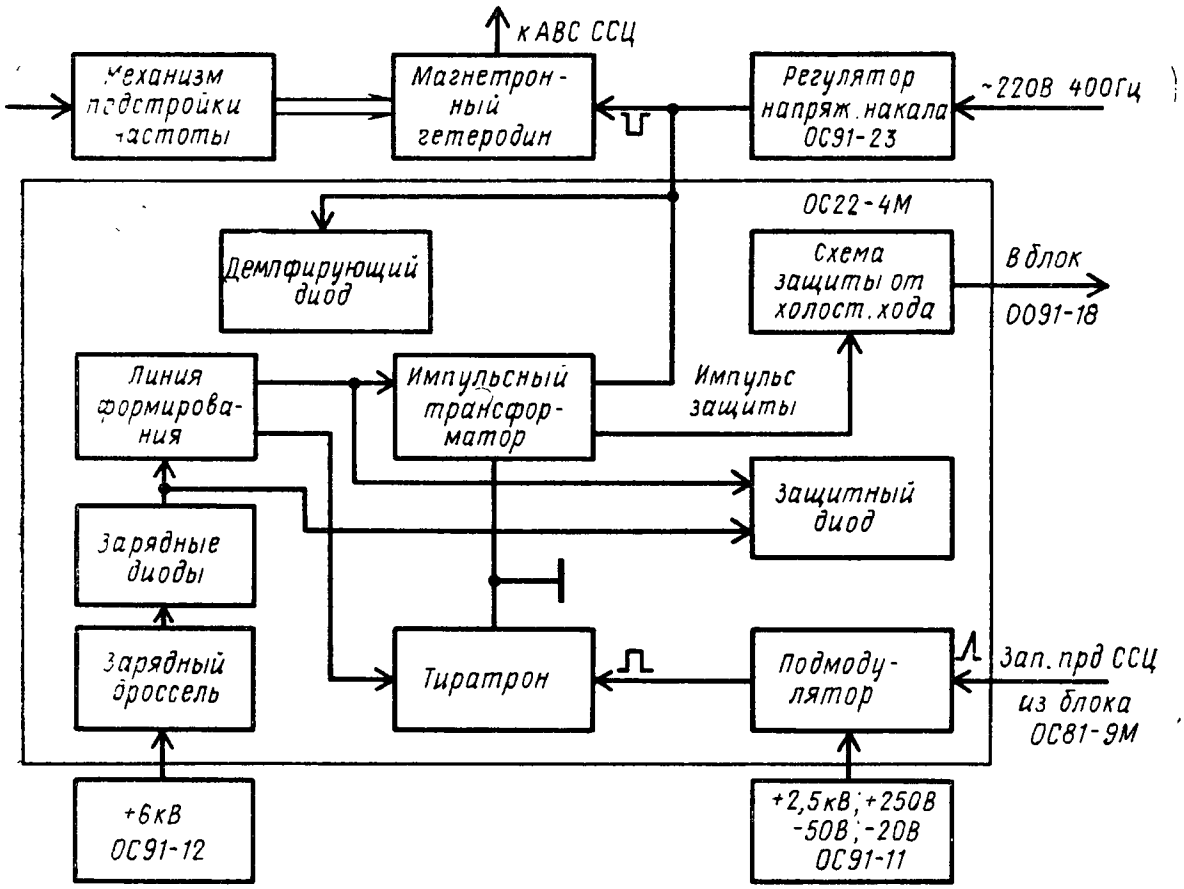


Рис. 2.25. Функциональная схема передающей системы ССЦ

Защитный диод предохраняет линию формирования от перенапряжения в случае искрений и пробоев в магнетроне. Демпфирующий диод ограничивает положительный выброс напряжения на катоде магнетрона, который возникает по окончании модулирующего импульса. При неисправности магнетрона (например, при отсутствии накала) срабатывает схема защиты модулятора от холостого хода, которая выдает в блок ОО91-18 команду на выключение высокого напряжения.

Цепи УКС передающей системы ССЦ в целом аналогичны цепям УКС СОЦ. Основные особенности состоят в следующем. Время снижения напряжения накала при включении аппаратуры составляет 3—5 с. После срабатывания трехминутного реле времени в блоке ОО96-9М1 напряжение накала магнетрона снижается с 12,6 до 9 В (дежурный накал). По цепи готовности контролирует-

ся закрывание крышки отсека ОС22-5М и наличие напряжения смещения —50 В на лампах подмодулятора.

Система АПЧМ ССЦ аналогична системе АПЧМ СОЦ. Исполнительная часть системы — механизм перестройки частоты и расположена в отсеке ОС22-5М. Высокочастотные узлы, включая линейку АПЧМ, расположены во входных устройствах ССЦ (отсек ОС61-3М1).

Приемная система ССЦ (ОС61-01М1) предназначена для преобразования и усиления отраженных от цели сигналов до уровня, необходимого для работы системы измерения дальности и системы сопровождения по угловым координатам.

По принципам построения и режимам работы она сходна с приемной системой СОЦ, но имеет ряд существенных особенностей. К ним относятся наличие двух каналов (основного и дополнительного), специфическое построение каналов угловой автоматики, наличие схем автоматической регулировки усиления и схемы защиты от уводящих по дальности помех.

Приемная система ССЦ включает: входные устройства — отсек ОС61-3М1; главный усилитель — блок ОС61-5М1; схему АРУ — часть блока ОО62-6М1; усилитель низкой частоты канала дальности — узел ПУ5-11ВМ, расположенный в блоке ОП63-6М3. Напряжения питания системы вырабатываются в блоках ОС93-18, ОО93-21, ОС93-29, ОС93-30, ОС93-28, ОО93-20М, ОС93-33.

Схемы АРУ основного и дополнительного каналов приемника служат для расширения их динамического диапазона и обеспечивают поддержание постоянного среднего уровня сигналов в каналах ОЦ и ДЦ. Это необходимо для работы нормирующего устройства системы ВСО, имеющего ограниченный динамический диапазон. Входным воздействием схемы АРУ является выходное напряжение детектора огибающей блока ВСО, нормальный уровень которого составляет —12 В. Этот сигнал промодулирован с частотой Ω сигналом ошибки сопровождения цели. На входе схемы установлен режекторный фильтр на частоту сканирования, на выходе которого выделяется постоянная составляющая напряжения ДОГ. В случае если она превышает установленный уровень задержки срабатывания схемы, уменьшается напряжение на выходе усилителя АРУ, подаваемое на ПУПЧ. В исходном положении (при нулевом напряжении ДОГ) напряжение АРУ устанавливается равным +1,5 В, что соответствует максимальному коэффициенту усиления ПУПЧ. В блоке ОО62-6М1 кроме схем АРУ канала цели расположены аналогичные схемы АРУ I и II каналов вывода и наведения СВР.

Особенностями режима СДЦ приемной системы ССЦ являются отсутствие режима внешней когерентности, а также подача когерентного напряжения на синусный и косинусный фазовые детекторы каналов ОЦ и ДЦ со сдвигом по фазе на 90°, что необходимо для дальнейшей квадратурной обработки сигналов.

Схема защиты канала дальности ССЦ от уводящей по дальности помехи обеспечивает работу дальномера только по сиг-

налу от цели и не пропускает импульс уводящей помехи в непосредственной близости от импульса сопровождаемой цели. УПД создается передатчиком ответных помех сопровождаемой цели и представляет собой синхронную импульсную помеху. В момент начала постановки УПД задержка переизлучения близка к нулю, поэтому сигнал УПД совмещен по времени с отраженным от цели сигналом. Плавно изменяя задержку переизлучения в передатчике помех, противник имитирует удаление цели (запаздывающая УПД) или ее приближение (опережающая УПД).

Поскольку амплитуда сигнала УПД существенно превышает амплитуду полезного сигнала, автодальномер цели переходит к сопровождению сигнала УПД. Следящие стробы автодальномера уводятся вслед за помехой, а сопровождение по дальности полезного сигнала срывается. Однако ССЦ продолжает сопровождать цель по угловым координатам, извлекая угловую информацию из помехового сигнала.

Через несколько секунд формирование УПД в передатчике помех прекращается, и сигнал на входе автодальномера исчезает. Поскольку КУА приемной системы ССЦ стробируется ультраузким стробом, вырабатываемым в автодальномере, отраженные от цели сигналы не могут пройти через канал угловой автоматики и наступает срыв сопровождения цели по угловым координатам.

Защита от опережающих УПД обеспечивается перемежением частот повторения импульсов передатчика. Для этого необходимо на блоке ОС61-5М1 установить тумблер ШТ — СДЦ в положение СДЦ. Так как опережающая УПД формируется путем задержки зондирующего сигнала ССЦ, она становится несинхронной и ее уводящее действие прекращается. Запаздывающие УПД являются внутрипериодными и остаются синхронными при перемежении частоты повторения. Поэтому для защиты от запаздывающих УПД в УНЧ ССЦ ПУ5-11ВМ имеется специальная схема, запирающая УНЧ справа (позже по времени) от полезного сигнала, сопровождаемого по дальности. В момент раздвоения отметки цели и УПД на выход схемы по-прежнему будет поступать эхо-сигнал, поскольку запаздывающая УПД бланкируется в ключевой схеме.

Система выделения сигнала ошибки ССЦ предназначена для выделения сигнала ошибки сопровождения цели по угловым координатам из импульсных сигналов, промодулированных с частотой ГОН, поступающих с выходов основного и дополнительного каналов приемной системы. Система ВСО работает в режимах ШТ и СДЦ и обеспечивает ослабление синфазных помех (флюктуаций амплитуды отраженных сигналов и угловых ответных помех) не менее чем в 20 раз.

В состав системы входят следующие блоки: ОО51-7М (канал цели) — блок выделения сигнала ошибки в штатном режиме; ОС51-8М — блок подавления пассивных помех и ложного сигнала ошибки в канале цели в режиме СДЦ; ОС94-10, ОО94-9 — блоки питания системы ВСО.

В режиме ШТ на вход канала цели блока ОО51-7М поступают видеоимпульсы отрицательной полярности с выходов КД ШТ и КД ДЦ, промодулированные сигналом ошибки частоты ГОН. Причем огибающие сигналы основного и дополнительного каналов (2.5) противофазны. Входные сигналы усиливаются видеоусилителями и подаются на детекторы огибающей со сбросом (рис. 2.26, *а*). Импульсы сброса вырабатываются в автодальномере цели за 8—10 мкс до прихода видеосигнала. Детекторы огибающей растягивают по длительности сигналы на время, почти

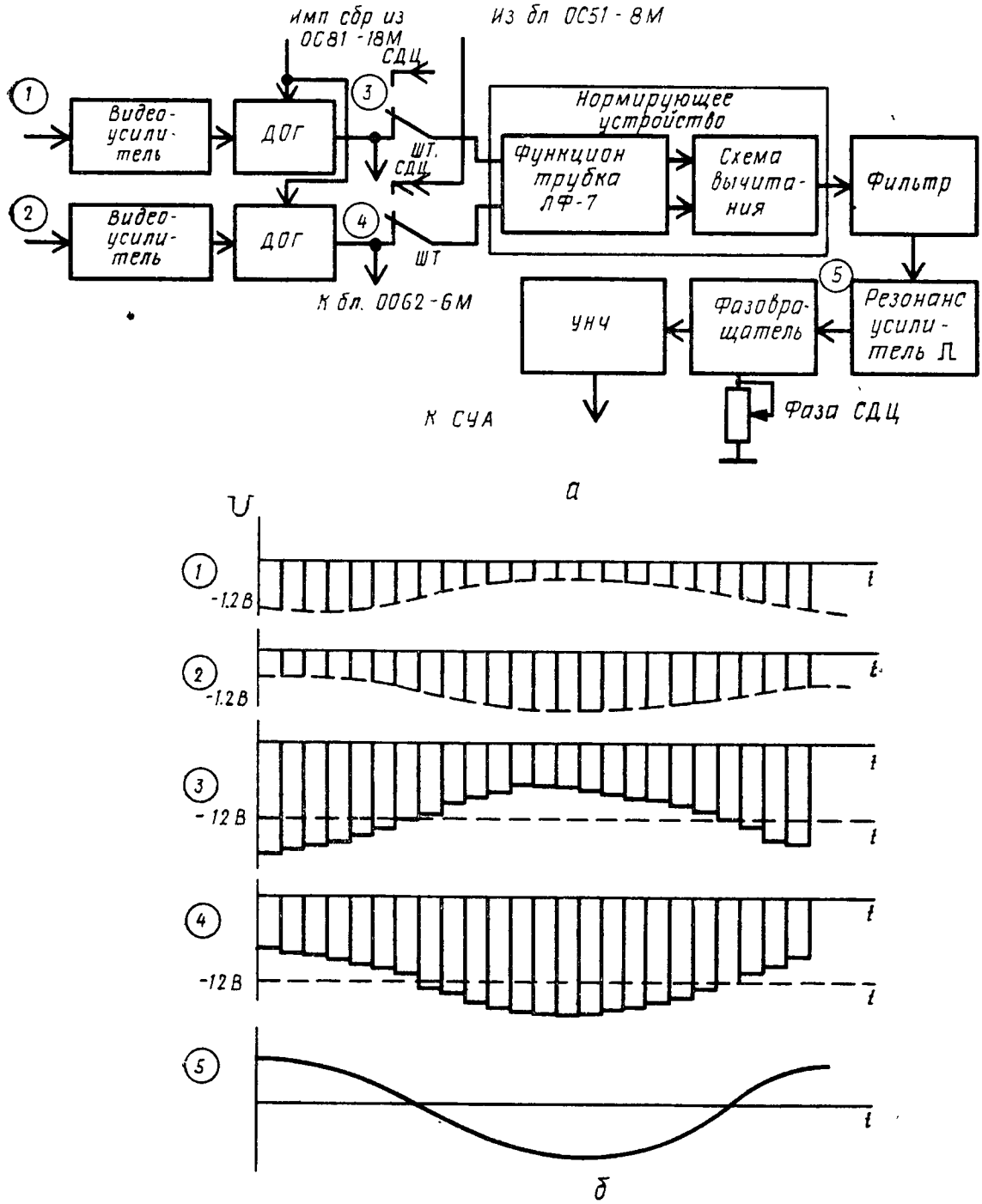


Рис. 2.26. Система ВСО в штатном режиме:
а — структурная схема; *б* — временные диаграммы

равное периоду повторения импульсов, что необходимо для увеличения энергии огибающей (рис. 2.26, *б*). Далее сигналы основного и дополнительного каналов подаются на отклоняющие пластины функциональной ЭЛТ ЛФ-7, которая вместе со схемой вычитания образует нормирующее устройство, реализующее математическую зависимость

$$u_{\text{со}}(t)=\frac{U_{\text{оц}}(t)-U_{\text{дц}}(t)}{U_{\text{оц}}(t)+U_{\text{дц}}(t)}=m\cos(\Omega t-\varphi). \qquad (2.6)$$

Выходное напряжение нормирующего устройства определяется только коэффициентом амплитудной модуляции m и фазой сигнала ошибки φ и не зависит от амплитуды сигналов в основном и дополнительном каналах. Поскольку амплитудные флюктуации сигналов, в том числе и вызванные угловой ответной помехой, в каналах ОЦ и ДЦ синфазны, нормирующее устройство обеспечивает нечувствительность ССЦ к УОП и уменьшает флюктуационную ошибку сопровождения цели по угловым координатам.

Фильтр и резонансный усилитель, настроенный на частоту ГОН, обеспечивают выделение первой гармоники выходного сигнала нормирующего устройства (сигнала ошибки). Пройдя фазовращатель, необходимый для согласования фазы сигнала ошибки в режимах ШТ и СДЦ, и усилитель низкой частоты, синусоидальное напряжение сигнала ошибки подается на выход блока к усилителям-преобразователям системы управления антенной.

В режиме СДЦ сигналы, снимаемые с каналов угловой автоматики СДЦ приемной системы, поступают в блок ОС51-8М, в котором решаются задачи подавления пассивных помех (в пределах ультраузкого строба), выделения сигнала движущейся цели и подавления ложного сигнала ошибки. В состав блока ОС51-8М входят два идентичных канала: основной и дополнительный. Структура одного из каналов приведена на рис. 2.27. Схема включает устройства подавления пассивных помех синусного и косинусного каналов, представляющие собой двукратные схемы ЧПК на детекторах-селекторах с дифференцирующими цепями RC; выходные детекторы-селекторы; усилители, охваченные цепями АРУ, и устройство квадратурной обработки, реализованное на функциональной ЭЛТ типа ЛФ-8.

Детектор-селектор растягивает входные импульсы по длительности на время, равное периоду повторения импульсов. Для точной фиксации амплитудного значения импульсов на вход селектора подается импульс запуска из автодальномера цели, совмещенный с серединой ультраузкого строба КУА. Входные сигналы представляют собой для движущейся цели разнополярные видеосигналы, промодулированные сигналом ошибки и синусоидальным напряжением частоты биений $\omega_{\text{Б}}$ (рис. 2.28). Результирующие огибающие видеосигналов в синусном и косинусном каналах могут быть представлены в виде:

$$u_{os}(t)=U_m[1+m\cos(\Omega t-\varphi)]\sin\omega_{\text{Б}}t; \qquad (2.7)$$
$$u_{oc}(t)=U_m[1+m\cos(\Omega t-\varphi)]\cos\omega_{\text{Б}}t.$$

В детекторах-селекторах эти сигналы преобразуются в ступенчатые напряжения. При дифференцировании этих напряжений выходной сигнал повторяет форму входного сигнала блока, т. е. на выходе двукратной ЧПК выделяется сигнал движущейся цели. При воздействии пассивных помех доплеровская модуляция сигналов отсутствует, поэтому такие сигналы схемой ЧПК подавляются.

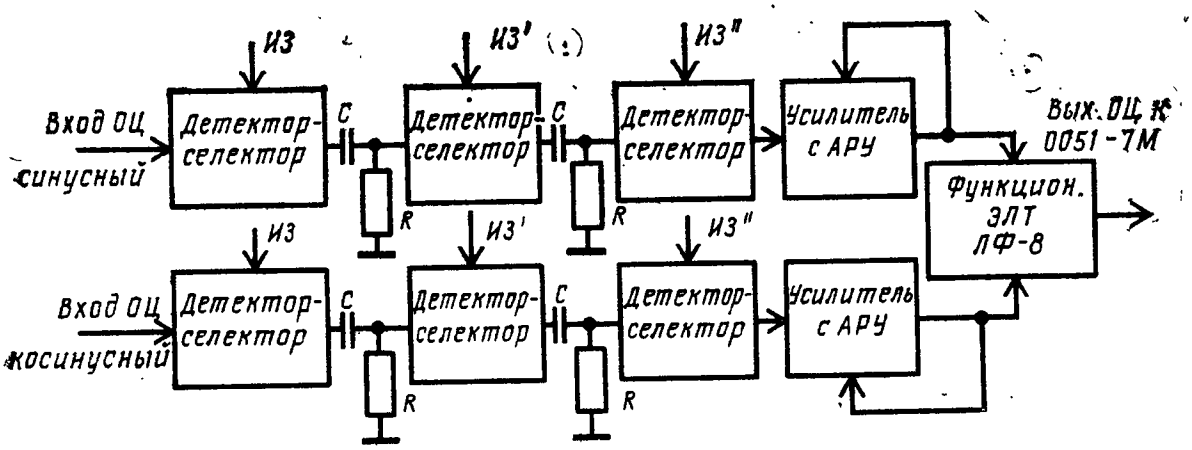


Рис. 2.27. Структурная схема канала ОЦ блока ОС51-8М

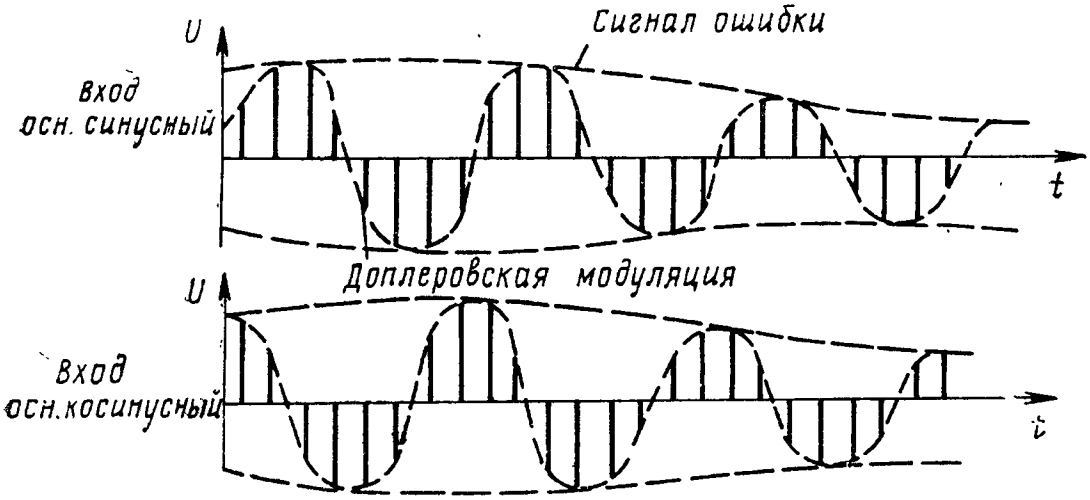


Рис. 2.28. Видеосигналы на входах канала ОЦ блока ОС51-8М

Выходные детекторы-селекторы являются детекторами огибающей. Сигналы с детекторов-селекторов синусного и косинусного каналов подаются на вертикально и горизонтально отклоняющие пластины трубки ЛФ-8 через усилители с АРУ. Квадратурная обработка сигналов синусного и косинусного каналов производится в соответствии с выражением

$$u_0(t) = \sqrt{u_{OS}^2(t) + u_{OC}^2(t)} = U_m[1 + m\cos(\Omega t - \varphi)]. \quad (2.8)$$

Она необходима для подавления доплеровской модуляции сигналов, которая при определенных условиях может привести к возникновению ложного сигнала ошибки при определенной скорости

цели. Как следует из выражения (2.8), на выходе устройства квадратурной обработки присутствует только полезная модуляция видеосигнала, вызванная отклонением РСН антенны ССЦ от направления на цель.

Обработка сигналов в дополнительном канале блока ОС51-8М производится аналогично. С выходов блока ОС51-8М сигналы основного и дополнительного каналов СДЦ поступают на вход нормирующего устройства блока ОО51-7М вместо сигналов ДОГ штатного режима.

Система управления антенной ССЦ (ОС52-О1М3) предназначена для управления движением АПУ по азимуту ($q_н$) и движением антенны ССЦ по углу места ($\varepsilon_н$).

В состав системы входят следующие блоки и узлы: блок управления по углу места ОС52-14М2; блок управления по азимуту ОС52-12М1; магнитный усилитель мощности (по углу места) ОС52-16М; электромашинный усилитель мощности (по азимуту) ЭМУ 31АВ-3; силовые приводы $q_н$, $\varepsilon_н$; приводы датчиков преобразователей координат ДПК $q_н$, ДПК $\varepsilon_н$. Напряжения питания СУА вырабатываются в блоках ОО93-28, ОО94-11 и ОО94-9.

СУА ССЦ обеспечивает работы в режимах РУ, ЦУ, ТСЦ, НЛЦ, ПА, «Переброс АПУ» и «Функциональный контроль путем статистических испытаний». Максимальная скорость движения антенны составляет по азимуту 30 град/с, по углу места — 15 град/с.

В СУА используются две системы координат: стабилизированная и нестабилизированная (рис. 2.14).

Система нестабилизированных координат жестко связана с плоскостью погона БМ. Положение ее координатных осей изменяется при изменении положения самохода. Координатами оси антенны ССЦ в этой системе являются нестабилизированные азимут $q_н$ и угол места $\varepsilon_н$. Координата $q_н$ — угол между продольной осью БМ и осью симметрии АПУ. Координата $\varepsilon_н$ — угол между оптической осью антенны и ее проекцией на плоскость погона АПУ. В этой системе координат осуществляется автоматическое сопровождение цели ССЦ по сигналам ошибки, пропорциональным углам $\delta\beta_ц$ и $\delta\varepsilon_ц$, измеряемым между РСН антенны и направлением на цель.

ССЦ наводится на цель по данным СОЦ, антенна которой стабилизируется относительно плоскости горизонта. Поэтому СУА ССЦ обеспечивает управление антенной в стабилизированной системе координат $\beta_с$, $\varepsilon_с$. Координата $\varepsilon_с$ — угол между оптической осью антенны ССЦ и ее проекцией на плоскость горизонта. Координата $\beta_с$ — угол между проекцией оптической оси антенны ССЦ на плоскость горизонта и продольной осью БМ.

Азимутальный и угломестный каналы СУА по структурному построению аналогичны. Основу каждого канала СУА составляет силовая следящая система замкнутого типа, работающая по отклонению. Управляющие воздействия для ССС вырабатываются по-разному в различных режимах работы СУА. В режиме ТСЦ управляющее напряжение (сигнал ошибки) определяется положе-

нием цели относительно РСН антенны. В формировании сигнала ошибки участвуют антенно-волноводная, приемная система и система выделения сигнала ошибки. Замыкание главной обратной связи ССС осуществляется через радиолокационный канал. В остальных режимах формирование управляющего воздействия производится с помощью датчиков приборных следящих систем β_c, ε_c через преобразователь координат.

В режиме ручного управления оператор поиска определяет ошибку наведения антенны ССЦ на цель с помощью ИКО и принимает решение на посылку управляющего воздействия поворотом штурвала АЗИМУТ блока ОС52-12М1. В режиме РУ штурвал кинематически связан с валом механизма β_c и ротором СКВТ β_c. Сигнал ошибки возникает при рассогласовании ВТ β_c блока ОС52-12М1 и ВТ $q_н$, связанного с силовым валом АПУ (рис. 2.19). Так как угол поворота антенны β_c задается оператором в стабилизированной системе координат, а поворот АПУ происходит в нестабилизированной системе координат, связь ВТ β_c и ВТ $q_н$ осуществляется через преобразователь координат ПК-1. На вход ПК-1 подаются напряжения, пропорциональные углам наклона БМ Ψ, Θ. При этом с выхода ВТ $q_н$ снимается напряжение сигнала ошибки, пропорциональное рассогласованию СКВТ, которое подается на вход усилителя-преобразователя. УП производит фазочувствительное выпрямление сигнала ошибки. Далее он подается через фильтр на вход УПТ, где суммируется с напряжением отрицательной обратной связи, которое вырабатывается тахогенератором силового привода. УПТ нагружен на обмотки управления электромашинного усилителя, который вырабатывает напряжение постоянного тока, пропорциональное управляющему напряжению. Выходное напряжение ЭМУ подается в якорную обмотку двигателя постоянного тока ДИ-22ФС, который приводит в движение АПУ. При этом ротор ВТ $q_н$ устанавливается в положение, согласованное с ВТ β_c. Для индикации положения АПУ в блоке ОО94-9М имеются сельсины грубого и точного отсчета со шкалами АЗИМУТ ССЦ ГО, ТО.

Формирование азимутального визира ССЦ на экране ИКО осуществляется с помощью ВТ ВИЗИР механизма β_c. Для сохранения ориентированного положения визира при изменении курса БМ в движении развертка визира вырабатывается с учетом путевого угла БМ Q_c.

Основными особенностями угломестного канала СУА в режиме РУ являются: применение трехфазного асинхронного двигателя в приводе $\varepsilon_н$; использование в качестве усилителя мощности магнитного усилителя; использование спирального потенциометра в механизме ε_c для управления разверткой индикатора поиска по углу места.

Режим переброса АПУ по азимуту применяется в азимутальном канале СУА для сокращения времени поворота АПУ в направлении на цель. По структурному построению СУА в этом режиме аналогична режиму РУ. Для обеспечения максимально до-

пустимой скорости движения АПУ применяется специальная схема управления механизмом β_c блока ОС52-12М1. Переброс АПУ может осуществляться в режиме РУ или ЦУ при установке переключателя ВПРАВО — ВЛЕВО блока ОС52-12М1 в соответствующее положение.

В режиме целеуказания угломестный канал СУА обеспечивает сканирование антенны ССЦ по координате $\varepsilon_н$ в пределах луча СОЦ, в котором обнаружена цель. Азимутальный канал СУА продолжает работать в режиме РУ или переброса. В этом режиме сигнал ошибки для ССС вырабатывается с помощью ВТ НОЛЬ ε_c и схемы сбивки блока ОС52-14М2. На схему сбивки поступает команда «+27 В I луч», «+27 В II луч» и «+27 В III луч». Под действием напряжения сбивки, подаваемого на вход УП, силовой привод стремится вывести антенну ССЦ в середину соответствующего луча СОЦ. Однако за счет подключения схемы поиска между УП и УПТ силовой привод переходит в режим устойчивых автоколебаний. Приборная следящая система работает в режиме подслеживания за положением вала $\varepsilon_н$ и обеспечивает формирование управляющего напряжения развертки угла места для индикатора блока ОС81-10М. Сигнал ошибки снимается на вход следящей системы ε_c с ВТ $\varepsilon_н$, который электрически связан с ВТ ε_c через ПК-1.

В режиме автосопровождения цели сигнал ошибки для силовых приводов $q_н$, $\varepsilon_н$ снимается с выхода блока ОО51-7М системы ВСО. Он представляет собой синусоидальное напряжение частоты ГОН (2.6). Входными элементами силовых приводов являются усилители-преобразователи, являющиеся фазочувствительными выпрямителями. В качестве опорных напряжений УП используются напряжения ГОН. УП каждого из каналов СУА выделяет свою составляющую сигнала ошибки. Силовые приводы отрабатывают сигналы ошибки, совмещая РСН антенны с направлением на цель. Для учета динамического запаздывания в СРП подаются напряжения $\delta\beta_ц$, $\delta\varepsilon_ц$ с выходов УП в определенном масштабе.

Приборные следящие системы β_c, ε_c блоков ОС52-12М1, ОС52-14М2 в сопровождении цели участия не принимают. Однако для измерения координат β_c, ε_c, необходимых для работы системы пуска СРП и обеспечения плавного перехода из режима ТСЦ в режим ПА или РУ, они подслеживают за положением антенны ССЦ.

В режиме полуавтоматического сопровождения цели управление антенной производят операторы, совмещая центр перекрестия на ВПУ с изображением цели. Управление производится как по положению, так и по скорости, что повышает точность сопровождения.

При вращении штурвала АЗИМУТ (УГОЛ МЕСТА) приводится во вращение тахогенератор механизма β_c (ε_c). Напряжение тахогенератора подается на вход следящей системы β_c (ε_c) как непосредственно, так и через интегратор, который обеспечивает

управление антенной по скорости. Силовые приводы отрабатывают сигнал ошибки так же, как и в режиме РУ.

Режим сопровождения низколетящей цели предназначен для повышения точности углового сопровождения цели, летящей на малой высоте, за счет ослабления сигналов, переотраженных подстилающей поверхностью. При малых углах места цели на вход антенны поступают как отраженный от цели, так и переотраженный подстилающей поверхностью сигналы. По времени запаздывания сигналов цели и ее антипода (рис. 2.29) не разрешаются и одновременно воздействуют на СУА. При этом угломестный канал СУА сопровождает энергетический центр двухточечной цели, положение которого случайным образом изменяется при движении цели, что приводит к резкому увеличению ошибки измерения угла места цели и даже к срыву ее сопровождения.

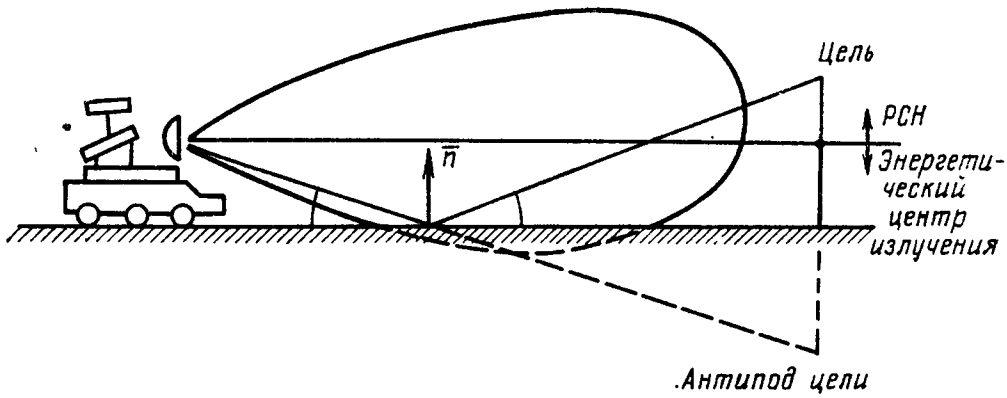


Рис. 2.29. Образование сигнала антипода

Ослабление сигналов антипода достигается за счет фиксации (удержания) антенны ССЦ на постоянном угле места $\varepsilon_c = 00\text{-}10$ выше плоскости горизонта. При этом переотраженные сигналы принимаются с направления, существенно отличающегося от направления максимума диаграммы направленности антенны. Сопровождение цели по углу места не производится, но измеряется угловое рассогласование $\delta\varepsilon_ц$ между направлением на цель и РСН антенны. Напряжение, пропорциональное $\delta\varepsilon_ц$, подается в СРП для формирования команд управления полетом ракет. Азимутальный привод СУА продолжает работать в режиме автосопровождения цели.

Режим НЛЦ включается при автосопровождении цели автоматически, если при автосопровождении цели ее угол места в стабилизированной системе координат не превышает 00-06. Включение режима НЛЦ происходит по сигналу датчика механизма ε_c. Угломестный канал СУА отрабатывает сигнал ошибки, который вырабатывается с помощью ВТ НОЛЬ ε_c. Электрический ноль этого ВТ установлен при $\varepsilon_c = 00\text{-}10$. Сигнал ошибки с ВТ НОЛЬ ε_c подается на вход УП, демодулируется и отрабатывается силовым приводом.

Следящая система ε_c подслеживает за положением антенны. При $\varepsilon_c = 00\text{-}10$ переходный процесс заканчивается и антенна оказывается установленной по углу места на 00-10 выше плоскости горизонта. Сопровождаемая цель находится ниже РСН антенны на величину $\delta\varepsilon_ц$. С уменьшением дальности до цели ее угол места возрастает и возникает необходимость выключения режима НЛЦ. Команда на выключение режима НЛЦ вырабатывается при $\delta\varepsilon_ц = 1{,}5$ д. у. Угломестный канал СУА переходит в режим автосопровождения цели.

Кроме рассмотренных режимов в СУА ССЦ предусмотрен режим функционального контроля путем статических испытаний. В этом режиме СУА ССЦ обеспечивает выдачу в СРП фиксированных значений углов $\varepsilon_н = 00\text{-}25$ и $q_н = 08\text{-}00$, необходимых для решения статистической задачи.

Система измерения дальности ССЦ и схема синхронизации БМ ОО81-01М предназначена для сопровождения цели по дальности, выдачи в СРП данных о наклонной дальности до цели, формирования синхронизирующих импульсов и вспомогательных импульсов, обеспечивающих работу всех систем боевой машины.

В состав системы входят: блок ОС81-18М — автодальномер ССЦ; блок ОС81-9М — индикатор дальности; субблок ОС81-11М — схема формирования импульсов синхронизации (расположен в блоке ОО04-11М); блоки ОО92-4М, ОО92-8М, ОО92-10М, ОО94-11М1, обеспечивающие электропитание блоков СИД.

Схема синхронизации БМ конструктивно располагается в субблоке ОС81-11М и в блоке ОС81-9М. В состав схемы синхронизации входит также схема формирования запуска в режиме СДЦ.

Генератор запуска в режиме ШТ предназначен для формирования импульсов синхронизации, следующих с частотой 2800 Гц (рис. 2.30). Формирование этих импульсов производится с помощью делителя частоты 1 : 4 из синусоидального напряжения частоты 11,2 кГц, вырабатываемого кварцевым генератором. В режиме СДЦ вместо этого генератора к схеме синхронизации подключается выход узла запуска блока ЧПК.

Генератор импульса запуска вырабатывает импульс, задержанный относительно первичного импульса синхронизации на 4,5 мкс (рис. 2.31, *б*). Он используется: для запуска фантастронных генераторов автодальномера цели ОС81-18М и блока управления системы ФК ОО04-12М; для срыва когерентных гетеродинов СОЦ и ССЦ; для запуска тренировочного устройства, подключаемого к щитку внешних связей БМ ОО05-6М; для запуска развертки ИКО при масштабе 0—15 км.

Генератор бланкирующего импульса радиостанций вырабатывает импульс отрицательной полярности длительностью 15 мкс, задержанный относительно импульса синхронизации на 22,5 мкс (рис. 2.31, *в*). Бланкирование приемников радиостанций необходимо для исключения помехи радиоприему, создаваемой передатчиками РЛС боевой машины.

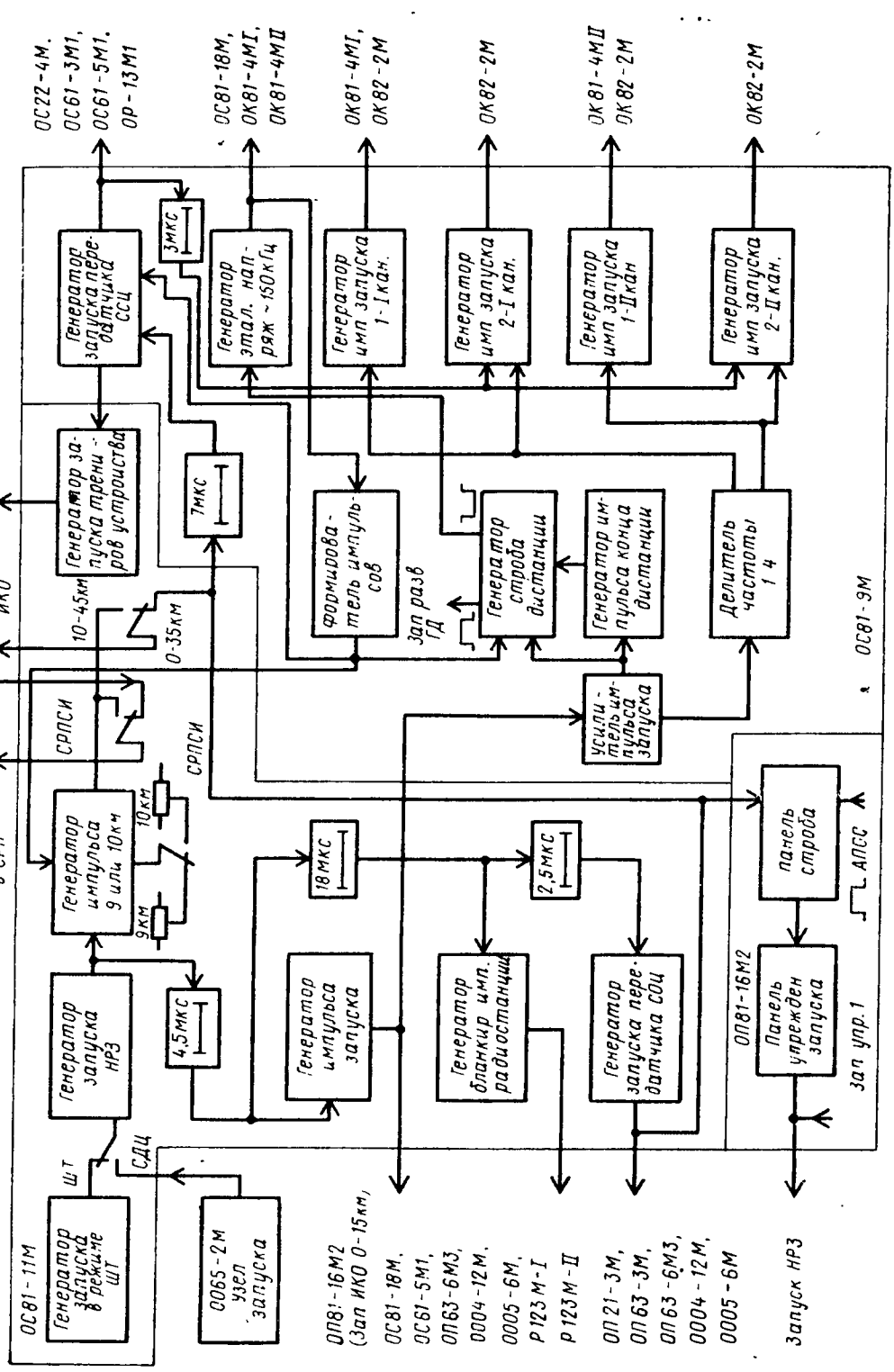


Рис. 2.30. Упрощенная функциональная схема синхронизации БМ 9А33БМ3

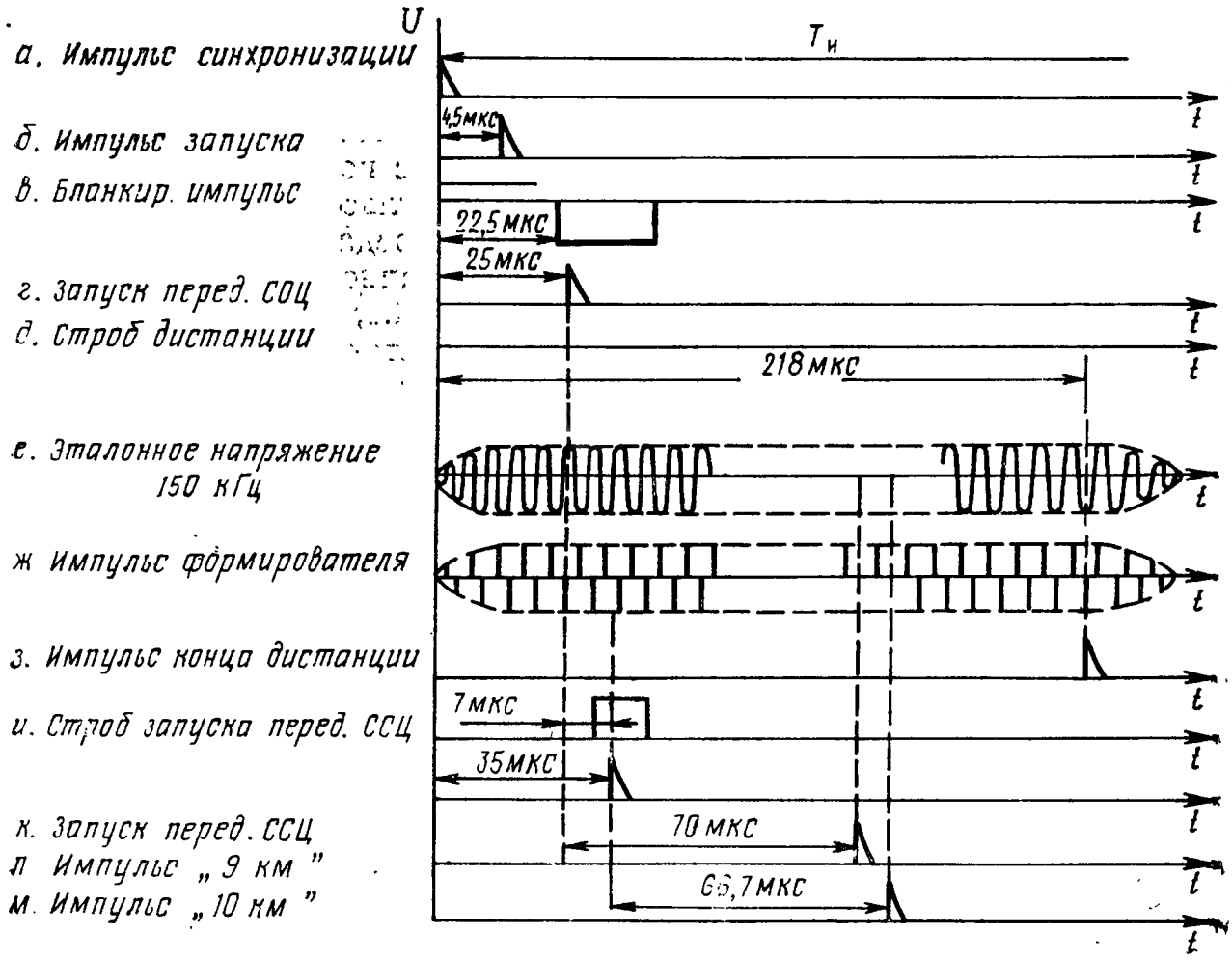


Рис. 2.31. Временные диаграммы схемы синхронизации

Генератор запуска передатчика СОЦ формирует импульс, задержанный на 25 мкс относительно импульса синхронизации (рис. 2.31, *г*). Он используется для запуска модулятора передатчика СОЦ, схемы ВАРУ и когерентного гетеродина приемной системы СОЦ, схемы формирования строба пассивной помехи в аппаратуре ФК, тренировочного устройства, развертки ИКО в режиме 0—35 км, а также для формирования импульсов в аппаратуре сопряжения НРЗ в блоке ОП81-16М2 и импульса запуска передатчика ССЦ в блоке ОС81-9М.

Схема формирования строба дистанции предназначена для выработки импульса отрицательной полярности длительностью, равной длительности рабочей дистанции ССЦ (рис. 2.31, *д*), необходимого для запуска генератора эталонного напряжения. Он запускается импульсом запуска и срывается импульсом конца дистанции (рис. 2.31, *з*), жестко «привязанным» к нулевой фазе эталонного напряжения. Со второго выхода генератора снимается импульс положительной полярности, который используется для формирования основной развертки индикатора дальности.

Канал эталонного напряжения 150 кГц формирует «пачку» синусоидальных колебаний, частота которых стабилизирована кварцевым резонатором (рис. 2.31, *е*). Это напряжение, период кото-

рого соответствует 1 км дальности, используется для возбуждения фазовращателей автодальномеров ССЦ и СВР, а также для формирования импульса запуска передатчика ССЦ, импульсов «9 км» и «10 км» ССЦ. Срыв генератора напряжения 150 кГц в конце дистанции ССЦ обеспечивает его возбуждение с постоянной начальной фазой в каждом периоде повторения импульсов.

Схема формирования импульса запуска передатчика ССЦ предназначена для выработки импульса, задержанного относительно импульса синхронизации на 35 мкс (рис. 2.31, *к*). Для точного измерения дальности этот импульс формируется за счет селектирования одного из «километровых» импульсов, полученных из эталонного напряжения (рис. 2.31, *ж*). Селекторный строб (рис. 2.31, *и*) вырабатывается из запуска передатчика СОЦ с задержкой 7 мкс. Импульс запуска передатчика ССЦ используется также для запуска схемы ВАРУ и когерентного гетеродина приемника ССЦ, генератора запуска тренировочного устройства и схемы формирования запусков СВР и СПК.

Генератор импульсов «9 км» и «10 км» ССЦ служит для выработки импульса «9 км» (рис. 2.31, *л*), задержанного на 70 мкс относительно запуска СОЦ, что примерно соответствует 10 км дальности. Этот импульс используется для запуска развертки ИКО в режиме «10—45 км». В режиме ФК эта схема вырабатывает импульс «10 км» (рис. 2.31, *м*), задержанный относительно импульса передатчика ССЦ на 66,7 мкс. Этот импульс выдается в СРП вместо импульса «$Д_{ц}$» для решения статической задачи.

Схема формирования импульсов запуска СВР и СПК включает делитель частоты повторения импульсов 1 : 4, генераторы импульсов запуска 1, 2 I и II каналов СВР и СПК. Импульсы «Запуск 1» I и II каналов совпадают по времени с импульсом запуска (рис. 2.32, *в, г*), но следуют с частотой повторения $F_{и}/4$. Они используются для запуска фантастронов автодальномеров СВР и шифратора СПК. Импульсы «Запуск 2» I и II каналов задержаны относительно импульсов «Запуск 1» на 33,5 мкс (рис. 2.32, *д, е*). Они используются для формирования в шифраторе импульсов запроса. Для разделения ответных сигналов ракет I и II каналов импульсы запуска II канала сдвинуты по времени относительно соответствующих импульсов запуска I канала на 2 $Т_{и}$.

На рис. 2.32, *ж* приведена осциллограмма импульса «Зап. упр. I», вырабатываемого в панели упрежденного запуска блока ОП81-16М2. Этот импульс опережает запуск передатчика СОЦ на 162 мкс и используется для запуска НРЗ.

Автодальномер цели представляет собой электромеханическую автоматическую систему, работающую по отклонению. Канал автосопровождения предназначен для выработки сигнала ошибки. На его вход через видеоусилитель поступает видеосигнал с выхода УНЧ КД ССЦ (рис. 2.33). В канале автосопровождения вырабатываются следящие импульсы (полустробы). При несовпадении по времени отраженного сигнала и стыка полустробов на выходе дискриминатора появляется напряжение сигнала ошибки,

пропорциональное рассогласованию Δt (рис. 2.34). Сигнал ошибки усиливается и преобразуется в сервоусилителе в напряжение частоты 400 Гц и поступает на двигатель механизма $Д_ц$, который вращает ротор фазовращателя и движок потенциометра задержки строба. При этом в канале импульсов дальности изменяется положение подвижного импульса, которым запускаются генераторы полустробов, в результате чего достигается их точное совмещение с сигналом сопровождаемой цели.

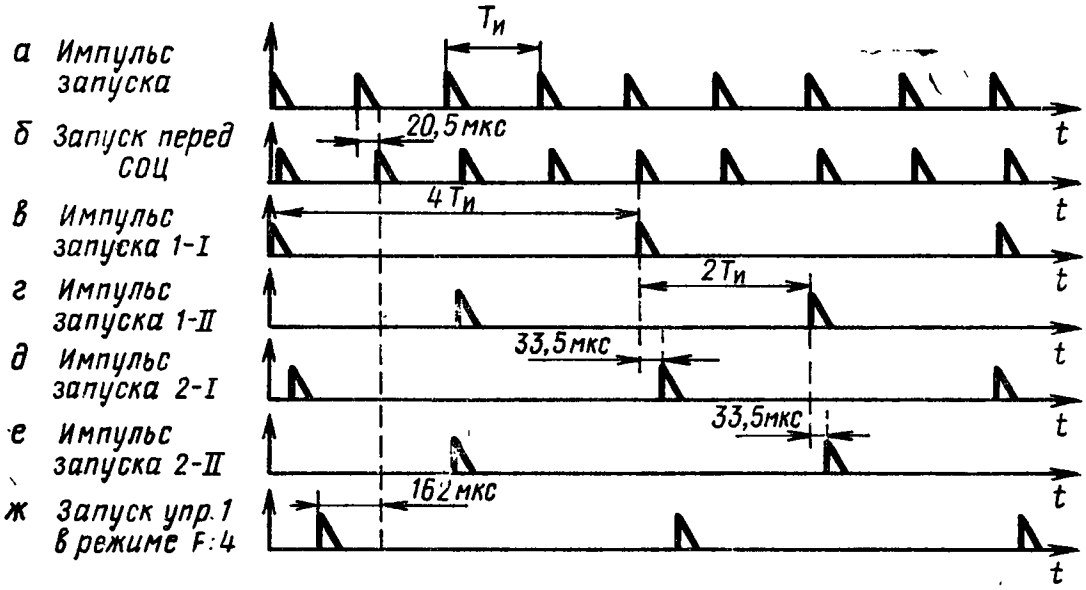


Рис. 2.32. Временные диаграммы схемы формирования запуска СВР и СПК

Канал импульсов дальности автодальномера служит для формирования импульсов, «привязанных» во времени к положению сигнала сопровождаемой цели. Подвижный импульс формируется в момент совпадения напряжения, снимаемого с потенциометра задержки строба, и пилообразного напряжения, вырабатываемого фантастронным генератором (рис. 2.35). Положение импульса сравнения лишь приближенно соответствует дальности до цели из-за нелинейности напряжения фантастрона и нестабильностей питающих напряжений. Для повышения точности измерения дальности в автодальномере применен прецизионный фазовращатель. Поскольку он возбуждается эталонным напряжением 150 кГц, максимальная задержка фазы 360° соответствует однозначно измеряемой дальности 1 км. Устранение неоднозначности достигается за счет совместного использования схемы переменной задержки на фантастроне и фазовращателя. Для этого вырабатывается селекторный строб, с помощью которого в селекторе из последовательности «километровых» импульсов выбирается один импульс, точно соответствующий дальности до цели. В канале импульсов дальности имеется ряд генераторов, формирующих служебные импульсы, необходимые для работы СИД и других систем БМ (рис. 2.33).

Индикатор дальности ССЦ выполнен на ЭЛТ с амплитудной отметкой. Для повышения разрешающей способности по дальности в индикаторе создается две развертки: грубой и точной

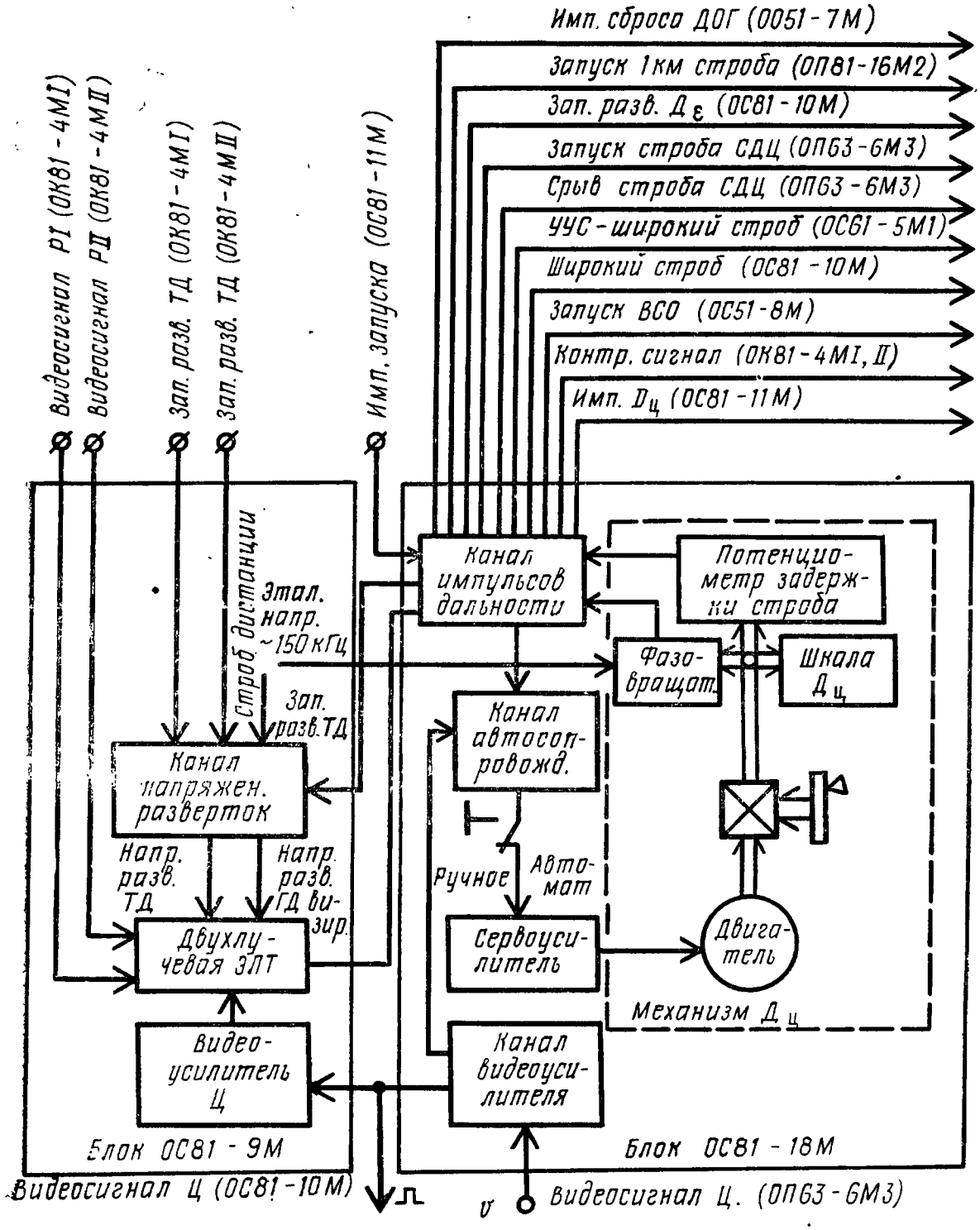


Рис. 2.33. Структурная схема системы измерения дальности ССЦ

дальности, на которых отображаются сигналы целей, ракет и визирные отметки (рис. 2.36). На развертке ТД при установке переключателя Р1 — ЦЕЛЬ — РП в положение ЦЕЛЬ отображается участок дальности 1,5 км в пределах «пьедестала». При установке переключателя в положение Р1 (РП) визир ССЦ не формируется, а в середине развертки ТД наблюдается ответный сигнал ракеты.

Канал напряжений разверток служит для создания пилообразных напряжений разверток, подаваемых на горизонтально отклоняющие пластины ЭЛТ, и для создания импульсов подсвета. Запуск схемы формирования развертки ГД осуществляется стробом дистанции. Запуск схемы формирования развертки ТД производится импульсом, вырабатываемым в автодальномере ССЦ или СВР. Сигналы, необходимые для создания амплитудной отметки, подаются на вертикально отклоняющие пластины ЭЛТ. Для получения яркостных отметок стробы ракет и импульсы визира подаются на катоды ЭЛТ. Импульсы подсвета разверток подаются на модуляторы ЭЛТ.

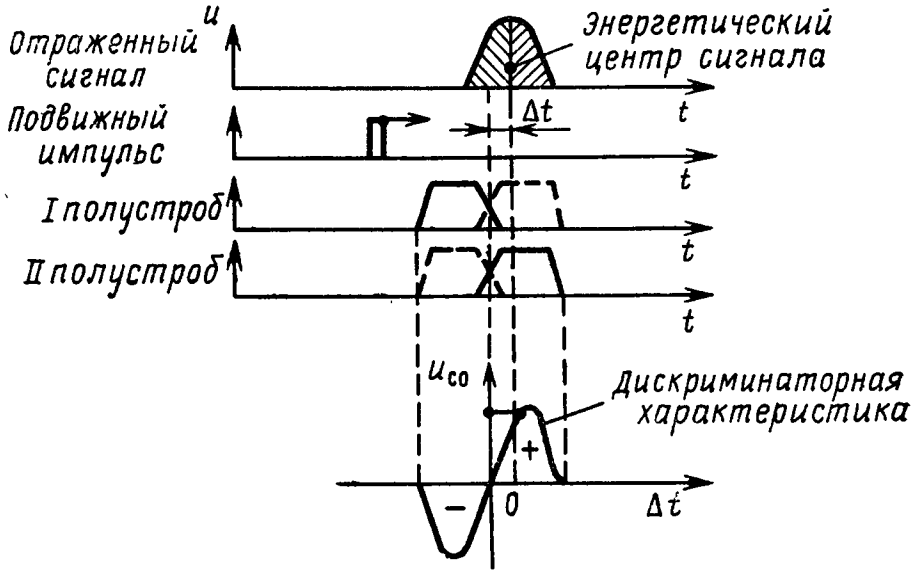


Рис. 2.34. Формирование сигнала ошибки в канале автосопровождения

Индикатор поиска по углу места (ОС81-10М) предназначен для наведения антенны ССЦ на цель по углу места по данным целеуказания от СОЦ. Он является двухкоординатным секторным индикатором с прямоугольным растром и яркостной отметкой сигнала. Индикатор позволяет просматривать пространство в секторе 31° по углу места и в пределах 2 км по дальности. Этот сектор разбит на три диапазона, соответствующие I, II и III лучам СОЦ. Середина участка отображаемой на индикаторе дальности «привязана» к визиру ССЦ индикатора дальности. В зависимости от номера луча СОЦ, в котором обнаружена цель, прямоугольный растр занимает на экране индикатора различное положение (рис. 2.37).

В блоке ОС81-10М расположена схема автозахвата цели. Срабатывание схемы подготавливается при нажатии кнопок ЦУ и АЗ на блоке ОС52-12М2. При нахождении цели в диаграмме направленности антенны ССЦ на индикаторе блока ОС81-10М появляется яркостная отметка. Если визир ССЦ на ИКО совмещен с отметкой цели, электронное реле схемы автозахвата срабатывает и выдает команды «+27 В Автомат» в блок ОС81-18М и «+27 В ТСЦ» в блок ОС52-14М2.

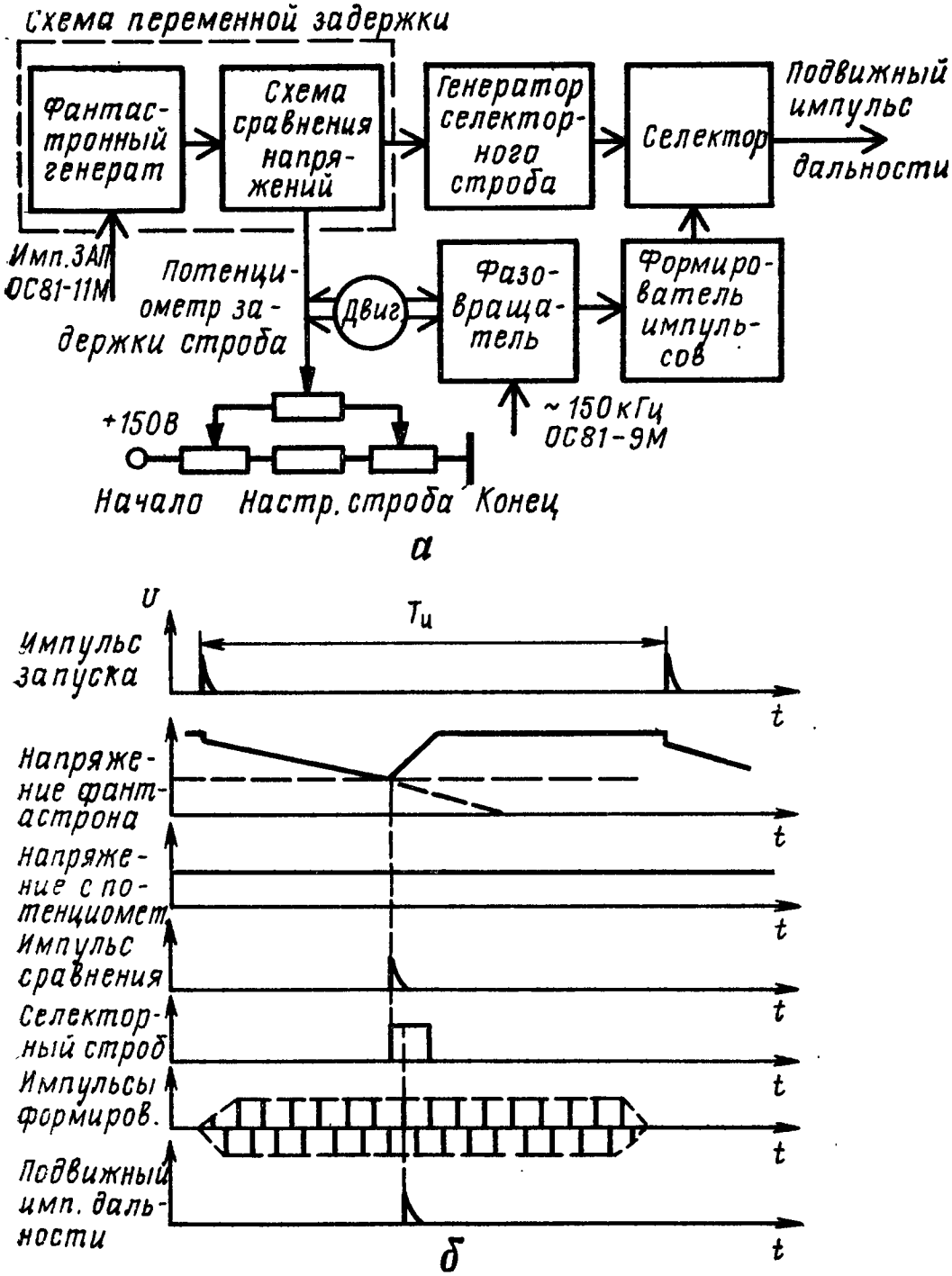


Рис. 2.35. Формирование подвижного импульса дальности:
а — структурная схема; *б* — временные диаграммы

2.3.4. Основные органы управления, контроля, сигнализации. Признаки нормальной работы

Антенно-волноводная система. На блоке ОО96-9М1 расположены: переключатель АНТЕННА — ЭКВИВАЛЕНТ ССЦ (под крышкой) и сигнальная лампа ЭКВИВАЛЕНТ ССЦ; переключатель ГОН — ОТКЛ. (под крышкой), предназначенный для отключения двигателя сканера в блоке ОС04-18М; лампа ОБРЫВ

ФАЗЫ ГОН, сигнализирующая об отключении напряжения одной из фаз цепи питания сканера.

Передающая система. Под крышкой блока ОО96-9М1 расположен переключатель НАКАЛ ВЕНТИЛЯЦИЯ ПЕРЕДАТЧИКА — ССЦ — ОТКЛ., служащий для отключения питания системы при техническом обслуживании и ремонте.

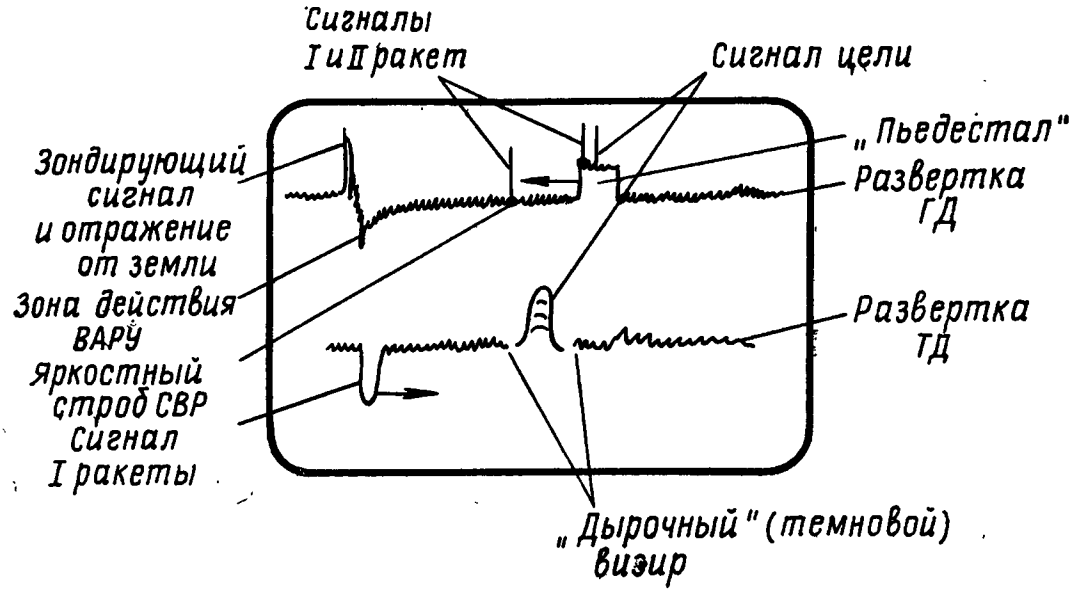


Рис. 2.36. Вид экрана индикатора дальности

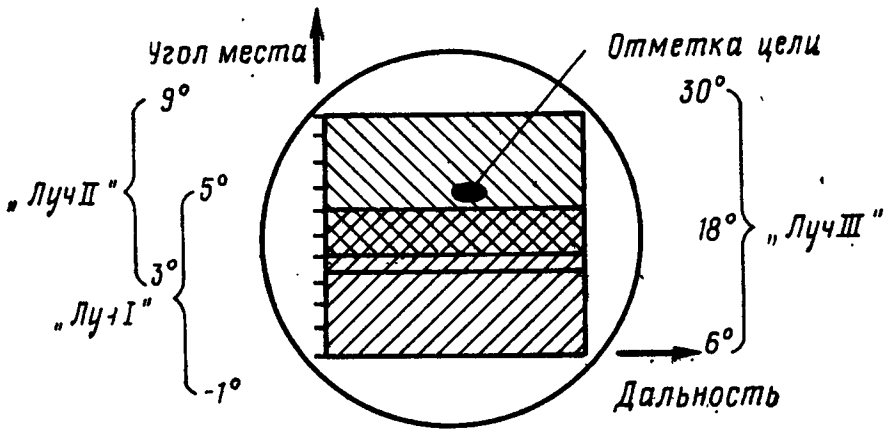


Рис. 2.37. Расположение растров на экране индикатора блока ОС81-10М в различных режимах

На блоке ОО91-18 расположены: переключатель ТРЕНИРОВКА — РАБОТА ССЦ, предназначенный для снижения высокого напряжения при тренировке магнетрона; лампа НАКАЛ ССЦ, сигнализирующая о включении цепи накала и вентиляции передатчика.

На блоке ОС81-9М расположены: кнопки ПЕРЕДАТЧИК ВКЛ. и ОТКЛ., служащие для включения и выключения высоковольтных выпрямителей анодного питания передатчика; лампа ГОТОВ, сигнализирующая о готовности передатчика к включению высокого напряжения; лампа ВКЛ. ВЫСОКОЕ, загорающаяся при включении высокого напряжения, при этом лампа ГОТОВ гаснет.

На блоке ОО91-17М расположены переключатель КОНТРОЛЬ НАПР. и стрелочный прибор для проверки напряжения ССЦ +6 кВ.

На блоке ОО62-6М1 расположены переключатель ТОК, МОЩНОСТЬ и приборы МОЩНОСТЬ ГЕНЕРАТОРА, ТОК ГЕНЕРАТОРА, служащие для контроля среднего тока и средней мощности магнетрона.

Приемная система. На блоке ОС61-5М1 расположены: переключатель СДЦ — ШТ для переключения режимов работы приемной системы; переключатель КОМПЕНС. ВЕТРА — ОТКЛ., предназначенный для включения схемы компенсации ветра в режиме СДЦ; переключатель УВ. ПОМЕХА — ОТКЛ., служащий для включения схемы защиты ССЦ от уводящей по дальности помехи; ручки КОМПЕНСАЦИЯ ВЕТРА ГРУБО, ТОЧНО для компенсации доплеровской частоты пассивной помехи; переключатель ДОП. УСИЛ. — ОТКЛ., служащий для увеличения усиления по каналу дальности.

На блоке ОО62-6М1 расположены: переключатели КАНАЛЫ, РЕЖИМЫ; прибор КОНТРОЛЬ; кнопка ПОДЖИГ ГШ; ручки РРУ КШ ОСН., РРУ КШ ДОП., используемые при проверке коэффициента шума; переключатель АРУ — РРУ, служащий для отключения схемы АРУ ССЦ в режиме регламентных работ.

Система АПЧМ. На блоке ОС81-9М расположены переключатель РПЧМ — АПЧМ и шлиц потенциометра ССЦ РПЧМ, предназначенные для ручного управления частотой магнетрона.

Схема синхронизации БМ. На блоке ОО51-7М расположен переключатель на пять положений: АВТ., РУЧН. F_1—F_2, РУЧН. F_1—F_3, F_3, F_1, служащий для переключения частот повторения БМ в режиме СДЦ для обеспечения наилучшей наблюдаемости цели и борьбы с запериодными пассивными помехами.

Система измерения дальности. На блоке ОС81-18М расположены: кнопка АВТОМАТ и лампа, сигнализирующая о переводе дальномера в режим автосопровождения цели; кнопка ТСЦ, предназначенная для включения режима автосопровождения цели по угловым координатам (подключена параллельно кнопке ТСЦ блока ОС52-12М2); кнопка РУЧНОЕ, служащая для перевода дальномера цели в режим ручного управления; штурвал ручного управления дальномером, на рукоятке которого расположен рычаг переключения оборота; шкала дальности.

На блоке ОС81-9М расположены: переключатель Р1 — ЦЕЛЬ — РП, служащий для запуска точной развертки индикатора от дальномера ССЦ или от дальномера I и II каналов СВР; переключатель РАБОТА — КОНТРОЛЬ — КАЛИБРОВКА, предназначенный для изменения режимов работы индикатора (боевая работа ведется в положении РАБОТА); ручка ЯРКОСТЬ СТРОБА, предназначенная для регулировки яркостной отметки строба СВР на развертке грубой дальности.

Индикатор поиска по углу места. На блоке ОС81-10М расположены ручки КОНТРАСТ., ЯРКОСТЬ, ФОКУС

и шлицы потенциометров ГОРИЗ. СМЕЩ., ВЕРТ. СМЕЩ., АМПЛ. РАЗВ. ε, служащие для настройки изображения индикатора.

Система управления антенной. На блоке ОС52-12М1 расположены: штурвал АЗИМУТ, используемый для управления антенной в режимах РУ и ПА; переключатель ВЛЕВО — ВПРАВО, служащий для включения режима переброса АПУ по азимуту; переключатель ЭМУ ОТКЛ. — ВКЛ., предназначенный для отключения питания обмотки управления электромашинного усилителя с целью блокировки вращения АПУ при включенном приводе $q_н$.

На блоке ОС52-14М2 расположены: штурвал УГОЛ МЕСТА, служащий для управления антенной в режимах РУ и ПА; кнопки и сигнальные лампы ПА, ТСЦ, ЦУ, РУ, предназначенные для управления соответствующими режимами работы СУА; лампа НЛЦ, сигнализирующая о переходе СУА в режим сопровождения низколетящей цели; кнопка и сигнальная лампа АЗ для включения схемы автозахвата ССЦ.

На блоке ОО96-9М1 расположены: кнопки ПРИВОД, $q_н$ ВКЛ. и ОТКЛ. и лампа, сигнализирующая о включении питания двигателя ЭМУ азимутального привода; кнопки ПРИВОДЫ СВР1, $\varepsilon_н$, СВРП ВКЛ. и ОТКЛ. и соответствующие лампы, сигнализирующие о включении магнитного усилителя угломестного привода СУА ССЦ и четырех магнитных усилителей СУА СВР; переключатель РЕЛЕ ТЕПЛ. ОТКЛ. — ВКЛ., служащий для блокировки тепловых реле, защищающих электромашинный усилитель от перегрузки (исходное положение ВКЛ.); лампа РАССТОПОРЕНО $\Delta\varepsilon$, $\varepsilon_н$, загорающаяся при установке рукояток угломестных стопоров ССЦ и I, II каналов СВР в положение РАССТОПОР.; лампа РАССТОПОРЕНО $q_н$, загорающаяся при расстопорении АПУ походным стопором.

Признаками нормальной работы ССЦ являются:

1. После нажатия кнопки АППАРАТУРА ВКЛ. на блоке ОО96-9М1 загораются лампы РАССТОПОРЕНО $\Delta\varepsilon$, $\varepsilon_н$ и ЭКВИВАЛЕНТ ССЦ. На блоке ОС52-14М2 загорается лампа РУ (при условии, что на пульте командира горит табло ЛЮКИ ЗАКР.). На блоке ОО91-18 горит лампа НАКАЛ ССЦ. Если АПУ застопорено, то на панели укладки горит табло $q_н$ ЗАСТОПОР. Положение антенны ССЦ по шкалам блока ОО94-9 составляет $\varepsilon_н$ = = 00-00, $q_н$ = 00-00 или $q_н$ = 30-00 в зависимости от положения стопорения АПУ.

2. Через 1 мин после включения аппаратуры появляются развертки на индикаторах дальности и поиска по углу места. На развертке ГД блока ОС81-9М есть «пьедестал», положение которого изменяется при вращении штурвала дальности. В центре развертки ТД наблюдается «дырочный» визир.

Визир ССЦ на экране блока ОП81-16М2 ориентирован диаметрально противоположно неподвижной линии развертки СОЦ. На визире наблюдается темновой строб ССЦ.

При нажатии кнопки ТСЦ на блоке ОС52-14М2 загораются лампы ТСЦ и НЛЦ (так как $\varepsilon_c < 00\text{-}06$), происходит согласование следящих систем ε_c, β_c с положением силовых приводов (подслеживание) и приборы СО ε, СО β блока ОО04-14М устанавливаются на ноль. При нажатии кнопки РУ на блоке ОС52-14М2 лампы ТСЦ и НЛЦ гаснут, загорается лампа РУ.

3. При нажатии кнопок ПРИВОД $q_н$ ВКЛ., ПРИВОДЫ СВР-I, $\varepsilon_н$, СВР-II ВКЛ. на блоке ОО96-9М1 загораются соответствующие сигнальные лампы. При расстопорении АПУ табло $q_н$ ЗАСТОПОР. на панели укладки гаснет и загорается лампа РАССТОПОРЕНО $q_н$ на блоке ОО96-9М1. При вращении штурвалов АЗИМУТ и УГОЛ МЕСТА шкалы блока ОО96-9М вращаются плавно, без рывков, при этом изменяется положение визира ССЦ на ИКО и положение развертки индикатора поиска по углу места.

4. Через 3 мин после включения аппаратуры включается анодное питание входных устройств приемной системы, о чем свидетельствует появление шумовой дорожки на развертках индикатора дальности. На развертке ГД амплитуда шумов возрастает с увеличением дистанции, что свидетельствует о работе схемы ВАРУ (рис. 2.36).

На блоке ОС81-9М загорается лампа ГОТОВ. При нажатии кнопки ПЕРЕДАТЧИК ВКЛ. загорается лампа ВЫСОКОЕ, а лампа ГОТОВ на блоке ОС81-9М гаснет. Показания приборов ТОК, МОЩНОСТЬ ГЕНЕРАТОРА блока ОО62-6М1 при установке переключателя ТОК, МОЩНОСТЬ в положение ССЦ находятся в пределах установленных допусков. На развертке ГД индикатора дальности наблюдается зондирующий сигнал.

При установке тумблера АНТЕННА — ЭКВИВАЛЕНТ блока ОО96-9М1 в положение АНТЕННА лампа ЭКВИВАЛЕНТ ССЦ гаснет, а на индикаторе дальности появляются сигналы местных предметов (при малых углах места антенны). После захвата сигнал местного предмета устойчиво удерживается по угловым координатам и дальности. В центре развертки блока ОС81-10М наблюдается яркостная отметка сигнала.

При установке переключателей СДЦ — ШТ в положение СДЦ, КОМПЕНС. ВЕТРА — ОТКЛ. в положение КОМПЕНС. ВЕТРА вращением ручек КОМПЕНСАЦИЯ ВЕТРА ГРУБО, ТОЧНО блока ОС61-5М1 удается скомпенсировать местные предметы на экране индикатора дальности.

Дополнительная информация об исправности ССЦ может быть получена при проведении функционального контроля БМ. При оценке признаков нормальной работы ССЦ расчет должен убедиться, что сигнальные лампы предохранителей блоков питания и лампа ОБРЫВ ФАЗЫ ГОН блока ОО96-9М1 не горят.

2.3.5. Телевизионно-оптический визир 9Ш38-2

Телевизионно-оптический визир предназначен для сопровождения целей по угловым координатам путем совмещения визирного перекрестия с изображением цели на экране видеоприемного

устройства в режиме полуавтоматического управления СУА ССЦ. На средних и малых дальностях на экране ВПУ наблюдается силуэт цели, позволяющий распознать тип цели. На больших дальностях цель видна в виде точки, контрастность которой по отношению к фону зависит от условий погоды и освещенности. Наблюдение за целью обеспечивается в пределах работы приводов СУА ССЦ, за исключением телесного угла $\pm 16°$ от направления на солнце. Угол поля зрения ТОВ составляет: 00-60×00-80 (широкий) или 00-18×00-24 (узкий). Время переключения объективов не превышает 1 с.

В состав аппаратуры ТОВ входят (рис. 2.38): передающая телевизионная камера КТ-101, расположенная на угломестном корпусе ССЦ и съюстированная с осью антенны ССЦ; видеоприемное устройство ВПУ-55, размещенное в главном пульте операторского отделения; промежуточный блок ПБ-107, расположенный на перегородке, разделяющей моторное и операторское отделения БМ.

ТОВ является телевизионной системой, в которой телевизионная камера и видеопросмотровое устройство соединены кабелем. Камера КТ-101 состоит из телевизионной оптической головки типа ТОГ-452 и электронного блока ЭБ-76-01.

Оптическая головка служит для преобразования светового потока от цели в оптическое изображение, которое проецируется на мишень передающей телевизионной трубки электронного блока. Основу головки составляют сменные объективы с фокусным расстоянием 500 мм (узкий угол зрения) и 150 мм (широкий угол зрения). Смена объективов осуществляется с помощью электродвигателя при переключении переключателя УГОЛ ЗРЕНИЯ ШИРОКИЙ — УЗКИЙ на ВПУ-55.

Для повышения контрастности изображения цели между объективом и электронным блоком установлены светофильтры. Для смены светофильтров имеется специальный механизм переключения с электроприводом. Переключение происходит при нажатии кнопки СВЕТОФИЛЬТР на блоке ВПУ-55 в последовательности: голубой, прозрачный, оранжевый, голубой и т. д. Требуемый уровень освещенности на мишени передающей трубки поддерживается с помощью диафрагмы, размер отверстия которой регулируется обратно пропорционально освещенности схемой автоматического регулирования диафрагмы (АРД).

Для создания визирного перекрестия служит коллиматор перекрестия. Подсветка коллиматора осуществляется лампой накаливания, которая включается при установке переключателя КОНТРОЛЬ — РАБОТА блока ВПУ-55 в положение РАБОТА. Яркость визира можно регулировать потенциометром ЯРКОСТЬ ПЕРЕКРЕСТ. блока ВПУ-55.

Для проверки и настройки электронного блока и видеоприемного устройства в оптической головке предусмотрено проецирование на мишень передающей трубки изображения телевизионной испытательной таблицы 0249. Для этого имеются коллиматор

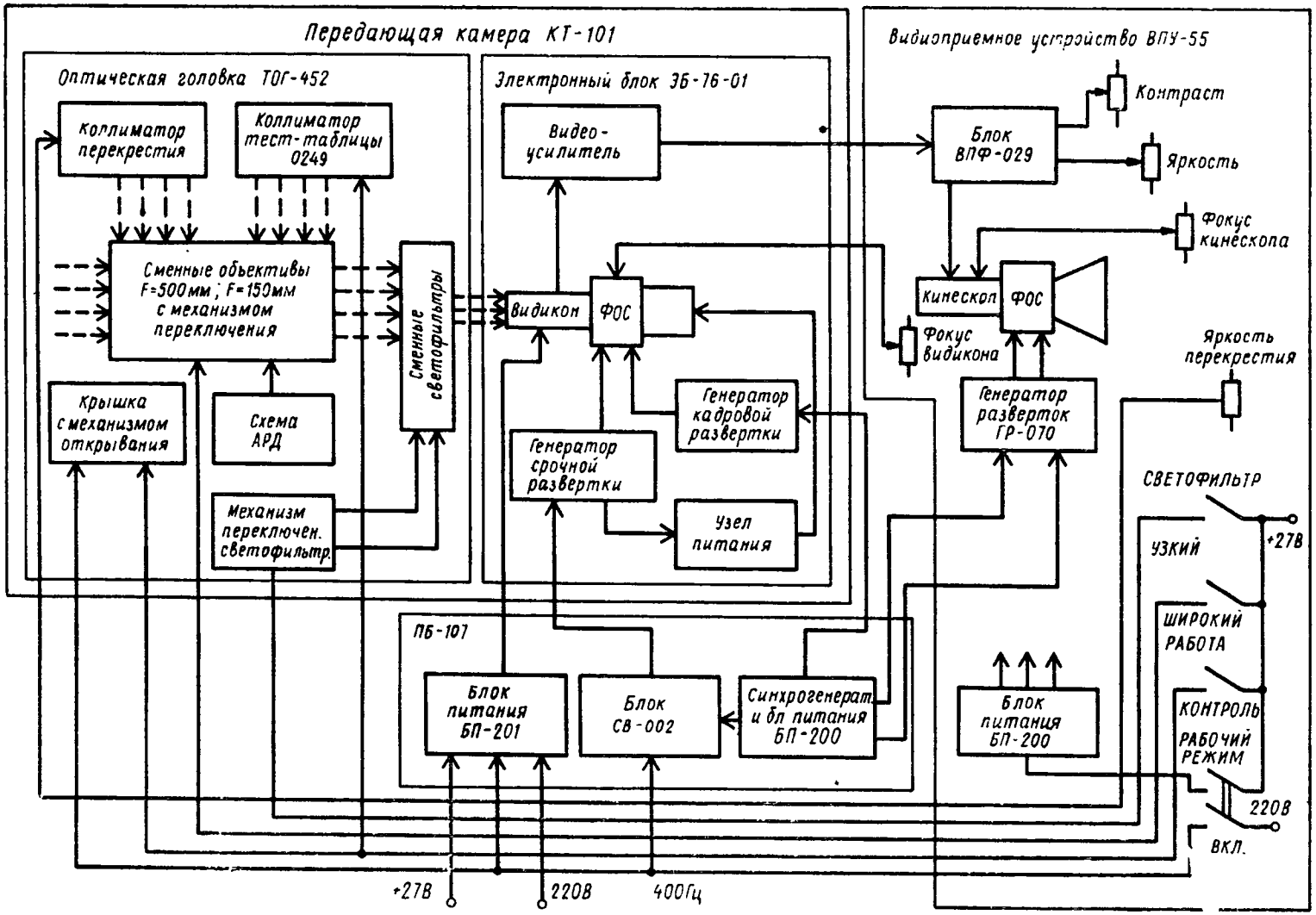


Рис. 2.38. Структурная схема ТОВ 9Ш38-2

тест-таблицы и лампочка его подсветки. Подсветка таблицы включается при установке переключателя КОНТРОЛЬ — РАБОТА в положение КОНТРОЛЬ. При этом освещение визирного перекрестия выключается.

Для предохранения защитного стекла оптической головки от загрязнения служит крышка, открывающаяся автоматически при включении ТОВ переключателем РАБ. РЕЖ. ВКЛ. — ВЫКЛ. В режиме «Контроль» крышка автоматически закрывается, чтобы свет, попадающий в объектив, не мешал наблюдению тест-таблицы.

Электронный блок ЭБ-76-01 предназначен для преобразования оптического изображения в телевизионный сигнал. Основу электронного блока составляет передающая телевизионная трубка-видикон.

Под действием оптического изображения на мишени видикона создается потенциальный рельеф, который снимается электронным лучом, создающим телевизионный растр. Развертка луча производится с помощью фокусирующей и отклоняющей системы. Растр содержит 841 строку (по вертикали) при 50 полукадрах в секунду, что способствует увеличению разрешающей способности телевизионной системы. Напряжения строчной и кадровой развертки создаются соответствующими генераторами электронного блока. Электрический сигнал, снимаемый с мишени видикона, усиливается видеоусилителем электронного блока и по кабелю подается в блок ВПУ-55 на оконечный видеоусилитель.

Видеоприемное устройство ВПУ-55 служит для преобразования телевизионного сигнала в видимое изображение с помощью приемной телевизионной трубки (кинескопа). Развертка кинескопа создается с помощью ФОС синхронно с разверткой передающей телевизионной трубки. Напряжения разверток по строкам и кадрам вырабатываются генератором ГР-070 ВПУ. Усиленный телевизионный сигнал подается с выхода блока ВПФ-079 на катод кинескопа для создания яркостной модуляции электронного луча. Регулировка изображения производится ручками КОНТРАСТ., ЯРКОСТЬ и шлицем потенциометра ФОКУС КИНЕСКОПА.

Промежуточный блок ПБ-107 предназначен для формирования импульсов синхронизации строчной и кадровой разверток передающей и приемной телевизионной трубок, а также для создания питающих напряжений электронного блока ЭБ-76-01. В его состав входят: блок синхрогенератора и питания СГП-119; блок счетчика времени СВ-002; блок питания БП-201.

Питание узлов видеоприемного устройства осуществляется от блока питания БП-200, расположенного в блоке ВПУ-55. Первичное электропитание на аппаратуру ТОВ 220 В 400 Гц и +27 В подается с блока ОО96-9М1 боевой машины при установке переключателя ТОВ — ОТКЛ. этого блока в положение ТОВ.

Признаками нормальной работы ТОВ являются:

1. При установке переключателя КОНТРОЛЬ — РАБОТА в по-

ложение КОНТРОЛЬ и переключателя РАБ. РЕЖ. ВКЛ.—ВЫКЛ. в положение РАБ. РЕЖ. ВКЛ. на экране ВПУ-55 появляется четкое изображение тест-таблицы.

2. При установке переключателя КОНТРОЛЬ—РАБОТА в положение РАБОТА изображение тест-таблицы исчезает и появляется изображение перекрестия в центре экрана. При нажатии кнопки СВЕТОФИЛЬТР изменяется контрастность изображения.

3. При установке переключателя УГОЛ ЗРЕНИЯ в положение УЗКИЙ размер перекрестия увеличивается.

4. При малых углах места антенны ССЦ на экране ВПУ отчетливо наблюдается изображение удаленных местных предметов.

2.4. СТАНЦИЯ ВИЗИРОВАНИЯ РАКЕТ

2.4.1. Назначение, тактико-технические характеристики, состав и размещение основных систем

Станция визирования ракет предназначена для автоматического определения текущих координат ракет после их старта на всех этапах полета до момента подрыва боевой части ракеты.

СВР состоит из двух идентичных самостоятельных каналов СВР-I и СВР-II.

Основные тактико-технические характеристики СВР

СВР двухканальная, т. е. обеспечивает автозахват, вывод и наведение на одну цель двух ракет с интервалом не менее 4 с.

Пределы работы СВР:

по азимуту относительно антенны ССЦ — $\pm 15°$;

по углу места относительно погона АПУ — 12—78°;

по дальности — 14 км.

Захват по дальности и угловым координатам автоматический:

по угловым координатам — через 0,8 с после схода ракеты;

по дальности — при удалении ракеты на 150 м.

Угол стопорения антенны СВР по углу места относительно антенны ССЦ в режиме НЛЦ — 0-13.

Ширина диаграммы направленности антенны СВР в горизонтальной и вертикальной плоскостях, д. у.:

для широкого луча — 1-66—3-17;

для среднего луча — 0-30—0-40;

для узкого луча в плоскости:

горизонтальной — 0-17—0-24;

вертикальной — 0-13—0-17.

Угол вывода антенны СВР в режиме ЦУ относительно плоскости погона АПУ — 22,8° (3-80 д. у.).

Захват ракеты на автосопровождение обеспечивается при ошибках встреливания не более 10 град.

В СВР входят следующие системы и блоки:
антенно-волноводный тракт;
приемная система ОК62-01М;
система дальности;
блок ВСО канала вывода ОК51-6М;
блок ВСО канала наведения ОО51-7М;
система управления антеннами;
блоки электропитания.

Аппаратура СВР размещается в АПУ ОО04-20М1 и в операторском отделении БМ. АВС СВР и входные устройства приемной системы СВР размещены в колонках СВР ОК04-19-I и ОК04-19-II, а также во входных устройствах приемной системы ССЦ блока ОС61-3М1 (каналы наведения приемной системы СВР). В стойке СЛ-2М1 операторского отделения расположены главный усилитель и блок АРУ приемной системы СВР, система дальности, блоки ВСО. Блок управления колонками СВР и магнитные усилители расположены в стойке СП-2М1, силовые приводы СУА размещены в колонках СВР. Ракетный дальномер II канала размещен в стойке СЛ-1М1. Блоки электропитания размещены в стойках СЛ-3М1, СП-3М1 и СЛ-2М1, а также в блоке ОС61-3М1 и азимутальном блоке АПУ.

2.4.2. Структурная схема

Станция визирования ракет — полностью автоматическое устройство, работающее в режиме активной радиолокации с активным ответом. При этом функции передающего устройства, излучающего сигналы запроса, выполняет СПК. Бортовые ответчики ракет работают на одной частоте. Селекция ответных сигналов ракет по каналам обеспечивается за счет стробирования каналов и сдвигом импульсов запроса каналов на половину периода повторения. Начальные условия захвата ракеты после старта определяются ошибками встреливания, обусловленными провисанием ракеты под действием силы тяжести, несимметрией тяги двигателя, влиянием ветра, а также скоростью и ускорением ракеты относительно РСН луча антенны захвата. Суммарная величина рассогласования может достигать нескольких градусов, поэтому ДН антенны захвата ракеты выбрана достаточно широкой. Сопровождение ракеты после старта происходит последовательно: по каналу захвата — антенной широкого луча СВР; по каналу вывода — антенной среднего луча СВР. По каналу наведения производится визирование лучом ССЦ.

Антенна широкого луча имеет коническое сканирование, антенна среднего луча — моноконическое.

Приемная система СВР состоит из двух самостоятельных каналов: приемного канала для захвата и вывода; приемного канала для наведения. Оба приемных канала выполнены по двухканальной схеме и состоят из основного и дополнительного каналов. На этапе захвата работает только основной канал приемного ка-

нала захвата и вывода, на этапе вывода — оба канала. Наличие дополнительного приемного канала обеспечивает повышение точности автосопровождения ракеты за счет подавления флюктуаций сигналов бортового ответчика. Кроме того, применение дополнительного канала в приемной системе обеспечивает помехозащиту СВР от ответной угловой помехи.

При автосопровождении ракет СВР непрерывно выдает в СРП параметры, которые используются для выработки команд управления ракетами.

Поскольку оба канала СВР по электрической схеме идентичны, рассмотрим работу по структурной схеме канала I (рис. 2.39).

До перехода на автосопровождение цели ССЦ антенны СВР подслеживают за антенной ССЦ так, что электрические оси ДН СВР и ССЦ совпадают. После перехода ССЦ на автосопровождение цели (по сигналу «+27 В ТСЦ» или «+27 В ПА») антенны СВР отслеживают направление встреливания ракет по углу места, устанавливаясь на угол 22,8° относительно плоскости погона АПУ. Ракетный дальномер (блок ОК81-4М) находится в исходном положении (стробы сопровождения и связанные с ними остальные подвижные импульсы расположены на дальности захвата).

Захват ракеты на автосопровождение после ее старта осуществляется широким лучом СВР. В этом режиме координатор обладает достаточным быстродействием, чтобы максимально сократить время отработки ошибки встреливания. При вхождении ракеты в широкий луч антенны СВР сигнал ответчика ракеты проходит через антенну широкого луча, переключатель ШИРОКИЙ ЛУЧ — СРЕДНИЙ ЛУЧ, разрядник защиты кристаллов смесителя, фильтр и подается на вход смесителя приемной системы, куда одновременно подводится напряжение от гетеродина. С выхода смесителя сигнал на промежуточной частоте после предварительного усиления в ПУПЧ подается в главный усилитель (на ПУПЧ подается напряжение АРУ). В главном усилителе происходит стробирование, основное усиление на промежуточной частоте и детектирование сигналов ответчика.

Выходные сигналы приемной системы основного канала подаются на дальномер (блок ОК81-4М) и в блок ВСО (ОК51-6М). По команде «+27 В Сход задержанный» происходит захват по углам и начинается управление ракетой. Наличие сигнала ответа в приемном канале после пуска ракеты приводит к срабатыванию схемы автозахвата (при наличии релейной команды «Сход») по дальности. При этом система дальности переходит в режим автосопровождения. Дальномер осуществляет сопровождение сигнала ответчика ракеты по дальности. Из дальномера в СРП подается импульс «$Д_р$», соответствующий дальности до ракеты. В блоке ОК51-6М видеосигналы, промодулированные сигналом ошибки, детектируются детекторами со сбросом и из огибающей сигнал ошибки выделяется фильтром и резонансным усилителем. Сигнал ошибки сопровождения из блока ВСО (ОК51-6М) подается в блок управления антенной колонкой СВР (ОК52-17М), где на усили-

тельно-преобразовательных панелях (УП) происходит разделение ошибки по координатам $\delta\varepsilon_{рр}$ и $\delta\beta_{рр}$. Соответствующие напряжения подаются на приводные двигатели антенной колонки СВР через магнитные усилители (блок ОК52-15М), а также в СРП для выработки команд управления ракетой.

Одновременно с переходом системы дальности в режим автосопровождения происходит переключение входа приемника от антенны широкого луча к антенне среднего луча. Сопровождение ракеты в режиме «Вывод» на кинематическую траекторию должно осуществляться с высокой точностью. Чтобы обеспечить необходимую крутизну пеленгационной характеристики координатора, ширина ДН антенны СВР в режиме «Вывод» выбрана достаточно узкой. Принятые антенной среднего луча сигналы проходят в сумматор через устройство сравнения по двум направлениям: через развязывающий соединитель и волноводный вентиль; через модулятор и волноводный вентиль. С одного выхода сумматора сигнал подается через переключатель ШИРОКИЙ ЛУЧ—СРЕДНИЙ ЛУЧ в основной канал приемной системы, с другого — в дополнительный канал. С выхода основного канала приемника так же, как и в режиме «Широкий луч», сигнал подается в систему ВСО (блок ОК51-6М) и дальномер (блок ОК81-4М), а с выхода дополнительного канала — только в блок ОК51-6М. В блоке ОК51-6М сигналы с выхода ДОГ основного и дополнительного каналов подаются в нормирующее устройство. Нормирующее устройство обеспечивает подавление флюктуаций сигнала бортового ответчика. С нормирующего устройства сигнал подается на резонансный усилитель и далее на вход СУА. Этап вывода завершается, когда ракета по азимуту и углу места попадает в луч антенны ССЦ.

В режиме «Наведение» относительные координаты цели и ракеты должны измеряться с максимальной точностью. Для уменьшения инструментальных ошибок угловые координаты цели и ракеты в этом режиме измеряются одним и тем же угловым датчиком (антенной ССЦ) и подаются в СРП для выработки команд управления. При этом СВР продолжает сопровождать ракету средним лучом для наведения на нее антенны СПК и измерения дальности до ракеты. На этапе наведения сигналы бортового ответчика через АВС ССЦ подаются на вход приемника СВР (в блок ОС61-3М1). Высокочастотная часть приемника СВР (канала наведения) совмещена с приемником ССЦ. Разделение сигналов цели и ракет происходит после ЛБВ с помощью направленного ответвителя и высокочастотного фильтра. Сигналы ответчика через направленный ответвитель и фильтр подаются на смеситель, преобразуются в сигналы промежуточной частоты, усиливаются в ПУПЧ и подаются в блок главных усилителей. Продетектированные сигналы ответчика с выхода блока ОК62-5М1 подаются в блок ОО51-7М, где сигнал ошибки выделяется аналогично блоку ОК51-6М. С выхода блока ОО51-7М сигнал ошибки подается в блок ОК52-17М, где разделяется по координатам $\delta\varepsilon_{рц}$ и $\delta\beta_{рц}$ и подается в СРП для формирования команд управления.

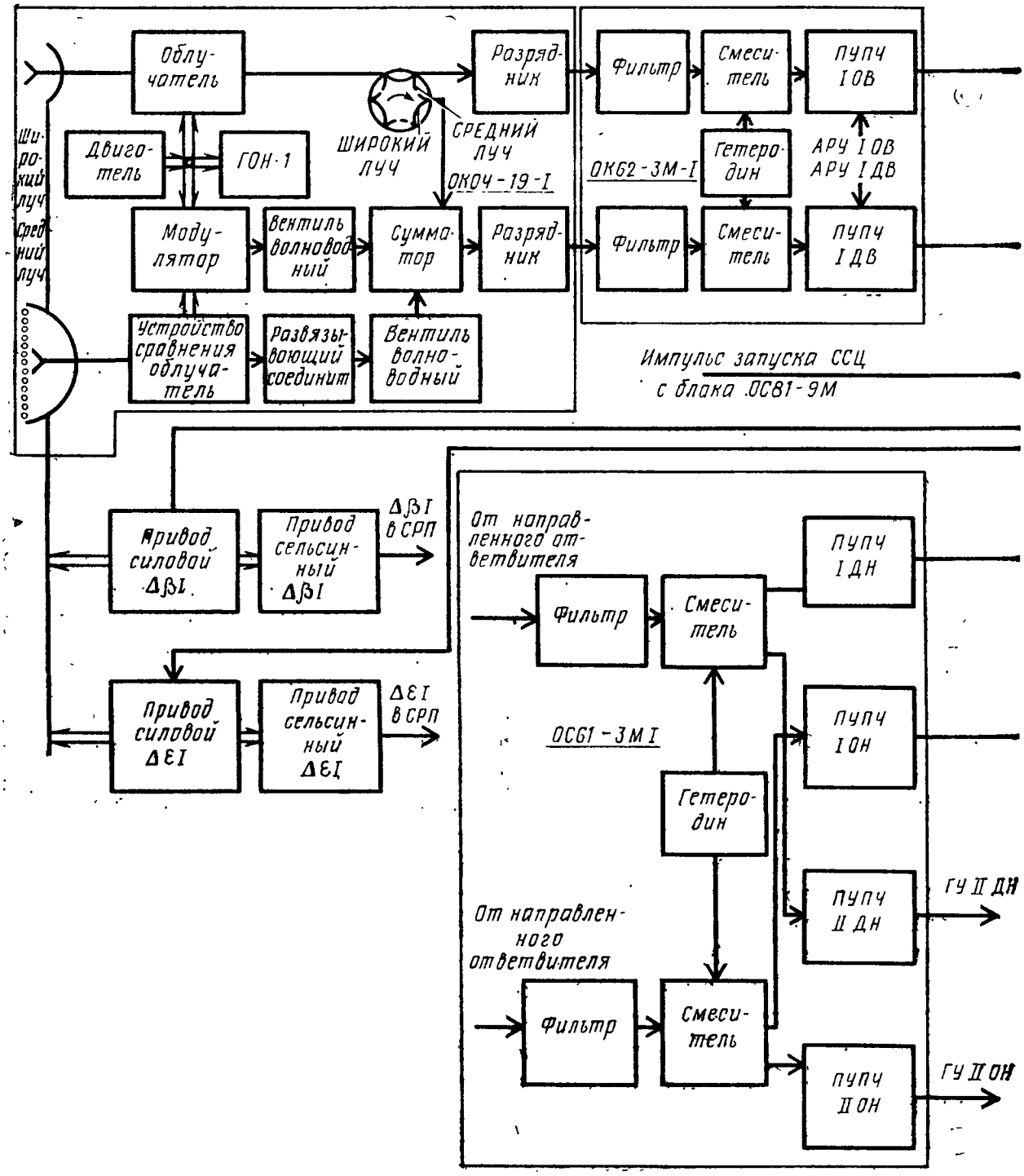
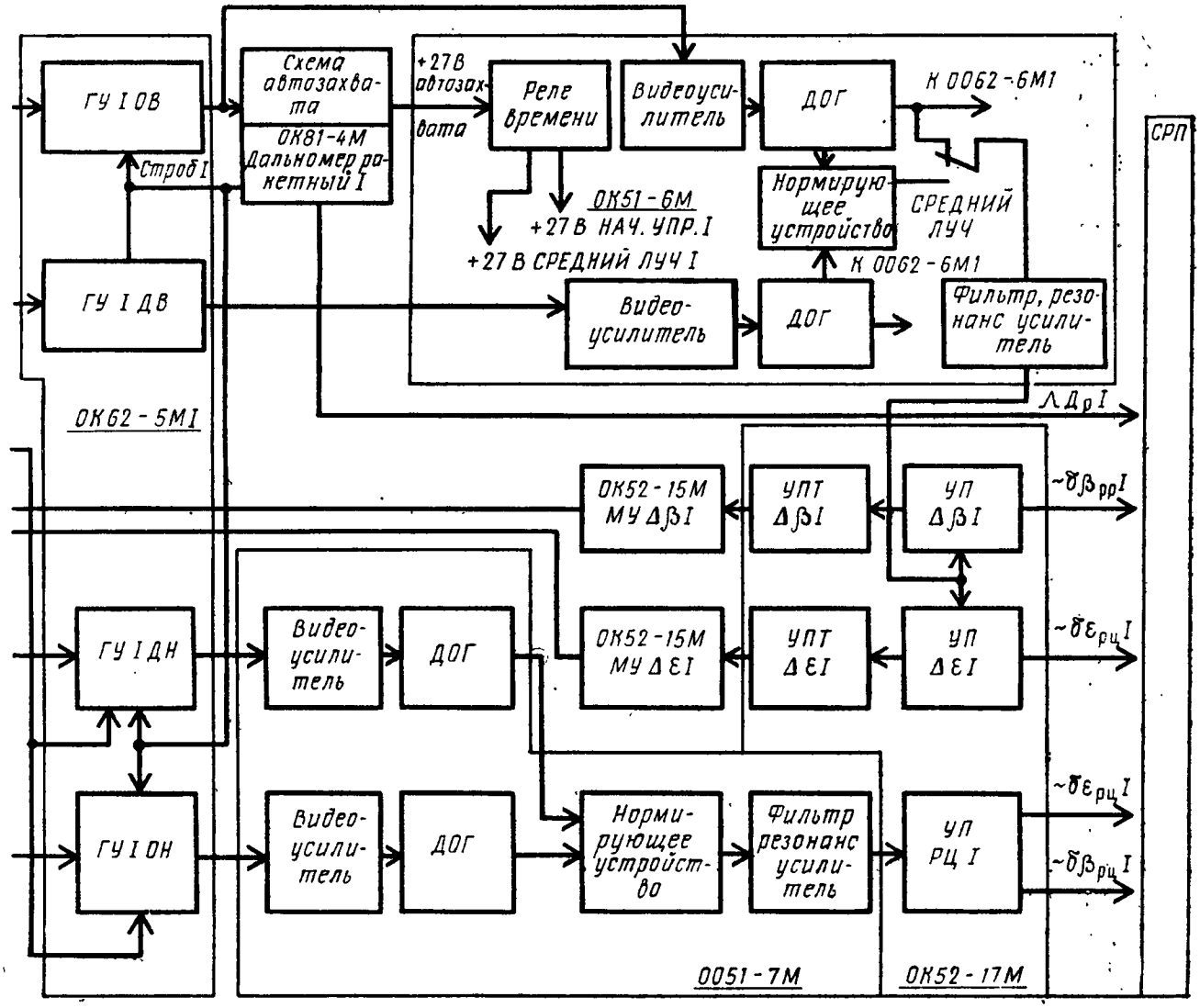


Рис. 2.39. Структур



ная схема СВР

Блок АРУ (ОО62-6М1) обеспечивает постоянство амплитуд выходных сигналов во всех приемных каналах СВР. Входными сигналами для блока АРУ являются сигналы ДОГ блоков ОК51-6М и ОО51-7М.

После точки встречи ракеты с целью при $\Delta Д = -150$ м релейной командой из СРП дальномер ракеты возвращается в исходное положение, а СУА СВР переходит в режим ЦУ или режим «Нуль» в зависимости от режима СУА ССЦ.

2.4.3. Устройство основных систем

Антенно-волноводная система СВР предназначена:

для приема антенной широкого луча высокочастотной энергии сигналов ответчика на этапе захвата ракеты и передачи ее в основной канал приемного устройства СВР;

для приема антенной среднего луча высокочастотной энергии сигналов ответчика на этапе вывода ракеты и передачи ее в основной и дополнительный каналы приемного устройства СВР.

Антенно-волноводная система СВР состоит из двух независимых, принципиально одинаковых антенно-волноводных каналов. Каждый канал АВС СВР совмещен с соответствующей АВС СПК, при этом обе АВС (СВР и СПК) работают на одну общую антенну среднего луча (в режиме «Вывод»). В режиме «Захват» СВР и СПК работают на разные антенны из-за невозможности развязки передатчика СПК и приемника СВР при малой дальности до ракеты. В состав АВС (рис. 2.39) входят следующие блоки и узлы (в направлении от антенны к приемным устройствам): антенна среднего луча — блок ОК71-14БМ с рефлектором и фильтром; антенна широкого луча — блок ОК72-21М; переключатель антенны ШИРОКИЙ ЛУЧ — СРЕДНИЙ ЛУЧ — блок 73-13; развязывающий соединитель — блок 73-22 с поглощающей нагрузкой; модулятор — блок ОК72-20-I; ферритовые вентили волноводные; сумматор; секции волновода с разрядниками. Все узлы АВС размещены в колонках СВР ОК04-19-I и ОК04-19-II.

АВС имеет следующие электрические характеристики: уровень пересечения сканирующих ДН среднего луча составляет (0,45—0,75) $P_{макс}$; уровень пересечения ДН широкого луча составляет (0,4—0,8) $P_{макс}$; уровень бокового излучения сканирующих ДН широкого и среднего луча составляет 0,1 $P_{макс}$; поляризация вектора Е для антенны среднего луча горизонтальная, для антенны широкого луча — вертикальная.

Антенна широкого луча — рупор из кругового волновода, вращающийся от привода ГОН, формирует сигарообразный луч, описывающий конус в пространстве за счет механического вращения рупора, смещенного относительно оси вращения. Антенна закрыта герметизирующим колпаком, снабженным поляризационным фильтром.

Антенна среднего луча используется на этапе вывода, при этом переключатель 73—13 находится в положении СРЕД-

НИЙ ЛУЧ. В качестве антенны среднего луча применяется антенна, аналогичная антенне ССЦ, но меньших размеров.

Развязывающий соединитель обеспечивает работу приемной системы СВР и передатчика СПК на общую совмещенную антенну СВР и СПК (средний луч). Для этого он осуществляет развязку по частотам между каналами СВР и СПК не менее 20 дБ.

Приемная система СВР (ОК62-01М) предназначена для преобразования и усиления сигналов, принятых антеннами ШЛ, СрЛ и антенной ССЦ (режим «Наведение») от бортовых ответчиков ракет, до уровня, обеспечивающего автоматический захват и сопровождение ракеты по дальности и угловым координатам.

Приемная система двухканальная, обеспечивает возможность обработки сигналов ответчиков двух ракет, одновременно наводящихся на цель. В состав приемной системы входят (рис. 2.39): входные устройства СВР для обработки сигналов на этапах захвата ракеты и вывода ее на кинематическую траекторию — блок ОК62-3М-I (ОК62-3М-II); входные устройства для обработки сигналов на этапе наведения ракеты на цель, совмещенные с входными устройствами ССЦ, — отсек ОС61-3М1; двухканальный главный усилитель — блок ОК62-5М1; схема АРУ — блок ОО62-6М1.

Приемная система работает в трех режимах, соответствующих различным этапам управления ракетой: захвату, выводу на КТ и наведению на цель по КТ. На этапах вывода и наведения используется двухканальная обработка сигналов ответа (в основном и дополнительном каналах), на этапе захвата — одноканальная обработка (при этом используется основной канал вывода соответствующей ракеты).

Приемная система выполнена по супергетеродинной схеме без усилителя высокой частоты. Полоса пропускания приемной системы составляет 12—14 МГц. Столь широкая полоса выбрана из-за возможного ухода частоты ответчика ракеты за время ее полета от номинального значения (в ответчике ракеты отсутствует АПЧ). Динамический диапазон приемной системы около 60 дБ. Приемная система охвачена петлей АРУ.

Питание приемной системы СВР осуществляется от следующих блоков: ОО93-13 (питание клистронов СВР); ОС93-18 (питание отражателей клистронов СВР); ОО93-21 (питание ПУПЧ ССЦ и СВР); ОО93-28 (питание главных усилителей).

Система дальности СВР предназначена для формирования сигналов, временная задержка которых пропорциональна наклонной дальности до ракеты, а также для выработки сигналов синхронизации СВР и СПК. Система состоит из двух независимых каналов и обеспечивает одновременное сопровождение двух ракет. Система дальности СВР включает в себя: автодальномеры СВР — блоки ОК81-4МI и ОК81-4МII, обеспечивающие сопровождение ракет по дальности, выработку служебных импульсов, временное положение которых пропорционально измеряемой дальности; индикатор дальности ракет — часть блока ОС81-9М, осуществляю-

щий выработку импульсов запуска и обеспечивающий наблюдение ответных сигналов ракет на индикаторе дальности; блоки ОО92-8М, ОО92-10М, ОО92-11М1, обеспечивающие электропитание блоков ОК81-4М стабилизированными напряжениями постоянного тока.

Захват и сопровождение ракет автодальномерами осуществляются автоматически.

Автодальномер СВР по своему устройству аналогичен автодальномеру цели, за исключением некоторых особенностей.

Канал импульсов дальности запускается импульсом запуска I со схемы формирования импульсов запуска СВР и СПК блока ОС81-9М и вырабатывает: импульс $Д_р$ для СРП (в блок ОР-13М) — импульс текущей дальности до ракеты; импульс сброса — для сброса ДОГ в системе ВСО (в блоки ОК51-6М и ОО51-7М); строб СВР — для стробирования приемной системы (в блок ОК62-5М1); импульс запуска точной развертки — для запуска точной разведки по ракетному каналу индикатора дальности; импульсы запуска и сброса канала автосопровождения.

До пуска ракеты следящая система механизма $Д_р$ замкнута на схему исходного положения. Элементы схемы отрегулированы так, что стробы и импульсы дальности находятся на дальности 150 м. Когда видеосигнал ответчика ракеты войдет в зону полустробов канала автосопровождения, на выходе временного дискриминатора появится сигнал ошибки. Это напряжение сигнала ошибки подается на схему автозахвата. При определенной величине напряжения сигнала ошибки схема автозахвата срабатывает и выдает команду «+27 В Автозавхат». По этой команде сервопривод механизма $Д_р$ замыкается на канал автосопровождения и отслеживает энергетический центр ответного сигнала ракеты по дальности, т. е. переходит в режим «Автомат» (ракетный дальномер работает аналогично целевому дальномеру). Кроме того, команда «+27 В Автозахват» подается на переключатель ШИРОКИЙ — СРЕДНИЙ ЛУЧ (в блок ОК04-19-I) и в пульт командира (блок ОО04-11М1). Схема коммутации (в блоке ОС81-9М) осуществляет подключение к каналу напряжений разверток и к индикатору сигналов I или II ракетного канала.

Переход следящей системы механизма $Д_р$ в режим возврата осуществляется: при достижении ракетным дальномером конца дистанции; при выработке в СРП команды «+27 В Сброс»; при нажатии кнопки ВОЗВРАТ на ракетном дальномере; при достижении упоров колонками СВР. При этом автодальномер возвращается в исходное положение.

Система выделения сигнала ошибки СВР предназначена для выделения сигналов ошибок ракет по угловым координатам.

Система ВСО СВР состоит из двух идентичных каналов. В систему ВСО каждого канала входят:

канал захвата (режим «Широкий луч»), где происходит выделение сигнала ошибки сопровождения при захвате ракеты на автосопровождение;

канал вывода (режим «Средний луч»), где происходит выделение сигнала ошибки сопровождения при выводе ракеты на КТ;

канал наведения (режим «Узкий луч»), где происходит выделение сигнала ошибки визирования при наведении ракеты на цель.

Перечисленные каналы системы ВСО СВР I и II каналов размещены в блоке ОК51-6М (каналы захвата и вывода) и блоке ОО51-7М (каналы наведения). Питание блоков ОК51-6М и ОО51-7М осуществляется от блоков ОО94-9 и ОС94-10.

Основные технические характеристики системы ВСО СВР:

максимальный коэффициент преобразования: в канале захвата не менее 0,06 В/д. у.; в канале вывода не менее 0,15 В/д. у.; в канале наведения не менее 0,3 В/д. у.;

величина коэффициента компенсации угловой ответной помехи не менее 20.

В режиме захвата ответные видеосигналы ракеты с выхода основного канала вывода главного усилителя (блок ОК62-5М1) подаются на основной канал вывода блока ОК51-6М (рис. 2.39), в режиме вывода и наведения — на основной и дополнительный каналы блоков ОК51-6М и ОО51-7М соответственно. Работа блоков ВСО аналогична работе блока ВСО ССЦ в штатном режиме (канал цели блока ОО51-7М).

Система управления антеннами СВР предназначена:

для удержания осей антенн СВР и СПК параллельно оси антенны ССЦ;

для вывода и удержания осей антенн СВР и СПК в предполагаемую точку встреливания;

для автоматического захвата ракеты по угловым координатам;

для автоматического сопровождения ракеты по угловым координатам при выводе ее на КТ и наведении ее на цель.

В состав СУА СВР входят: блок управления ОК52-17М (общий для СУА I и II каналов); антенные колонки (блок ОК53-2М для СУА I канала и блок ОК53-3М для СУА II канала); магнитные усилители — блоки ОК52-15М (по два блока на каждый канал). Питание системы осуществляется от блоков ОО93-28 и ОО94-11М-I.

СУА СВР работает в следующих режимах: «Нуль»; «Целеуказание» (ЦУ); автоматического захвата («Широкий луч») и сопровождения ракеты («Средний луч»); «Низколетящая цель» (НЛЦ); «Функциональный контроль» (ФК).

СУА СВР обоих каналов идентичны, поэтому рассмотрим работу СУА в основных режимах на примере I канала.

Режим «Нуль». До перевода ССЦ на сопровождение цели СУА

СВР находится в режиме «Нуль», являющемся исходным для работы СУА СВР. При этом антенны СВР подслеживают за антенной ССЦ так, что электрические оси антенн СВР и ССЦ остаются параллельными. В этом режиме (рис. 2.40) силовые следящие системы $\Delta\varepsilon$ и $\Delta\beta$ замыкаются по датчикам режима «Нуль» (ВТ М5 и М2). Ротор ВТ «0» кинематически связан с осью вращения антенны СВР, а статор — с осью вращения антенны ССЦ в соответствующих плоскостях. Сигнал ошибки, пропорциональный угловому рассогласованию электрических осей антенн СВР и ССЦ, усиливается, преобразуется в демодуляторе, суммируется с на-

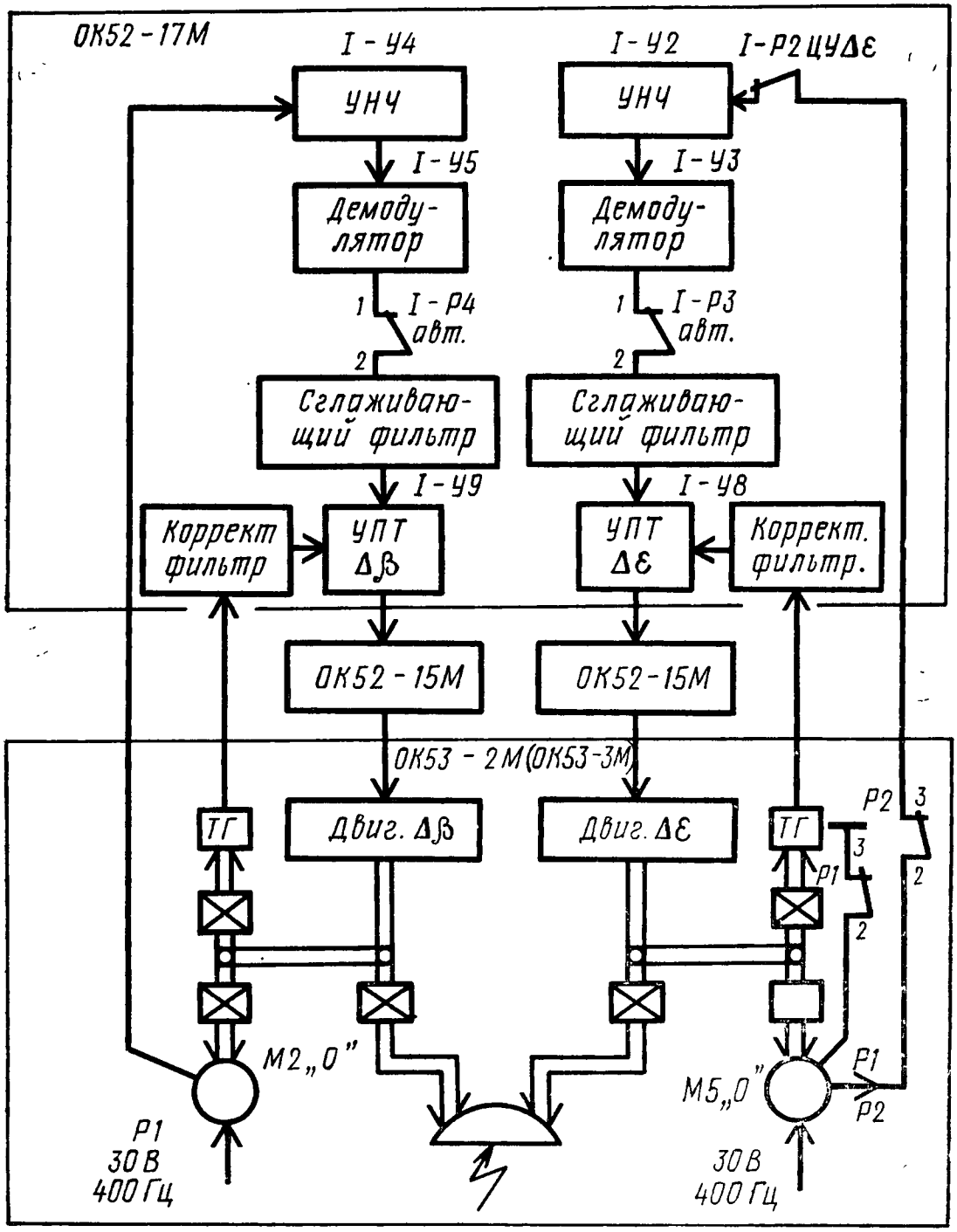


Рис. 2.40. Упрощенная функциональная схема СУА СВР в режиме «Нуль»

пряжением отрицательной обратной связи и усиливается по току в УПТ. Нагрузкой УПТ являются управляющие обмотки магнитного усилителя мощности (блок ОК52-15М). Выходным напряжением усилителя управляется исполнительный двигатель силового привода, который через редуктор поворачивает антенную колонку до тех пор, пока не будет отработано рассогласование по осям. При этом $\Delta\varepsilon_р=0$ и $\Delta\beta_р=0$, т. е. электрические оси антенн параллельны.

Режим ЦУ. СУА СВР работает в режиме ЦУ (рис. 2.41), когда СУА ССЦ работает в режиме ТСЦ или ПА. Задачей СУА СВР в этом режиме являются автоматический вывод и удержание антенны СВР по углу места под постоянным углом к плоскости самохода, равным 22,8° (3-80), так как пусковое устройство обеспе-

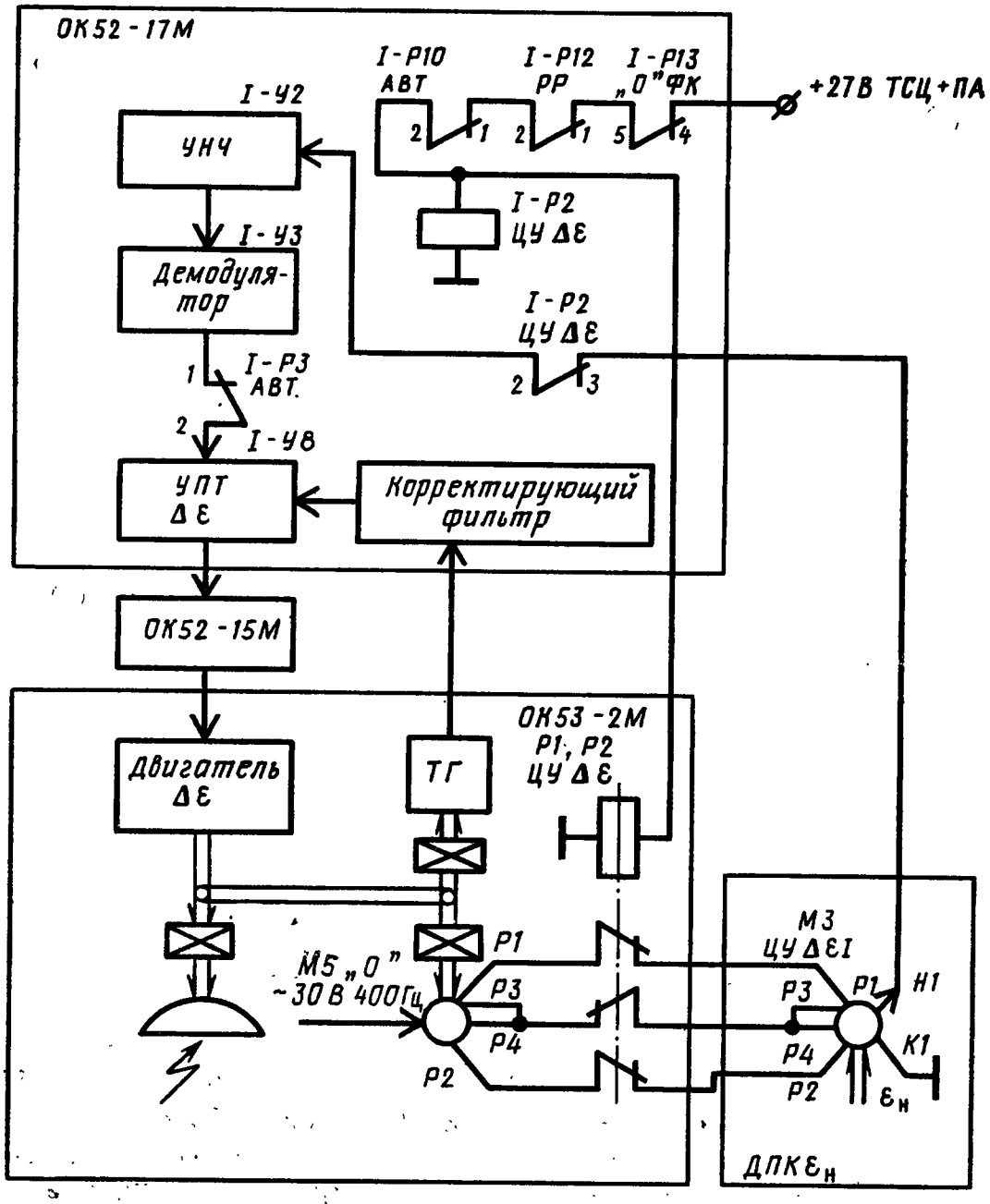


Рис. 2.41. Упрощенная функциональная схема СУА СВР в режиме «ЦУ»

чивает старт ракеты в направлении цели по азимуту и под постоянным углом 27° к плоскости погона АПУ.

В режиме ЦУ СУА СВР работает так же, как и в режиме «Нуль». Канал $\Delta\beta$ отслеживает ВТ «0», а в следящую систему $\Delta\varepsilon$ кроме ВТ «0» добавляется ВТ «ЦУ» (ВТ МЗ ДПК $\varepsilon_н$), нуль которого сбит относительно ВТ «0» на постоянный угол 3-80. Таким образом, СУА СВР автоматически выводит и удерживает антенну СВР по углу места под постоянным углом α=3-80 к плоскости погона АПУ.

Режим автоматического захвата и сопровождения ракеты. Задачей данного режима является автоматический захват и сопровождение ракеты. Рассмотрим работу по координате $\Delta\varepsilon_р$ (рис. 2.42).

Управляющим сигналом для работы СУА СВР в этом режиме является напряжение сигнала ошибки (модулированное частотой ГОН СВР), пропорциональное отклонению ракеты от оси РСН антенны СВР. При подаче команды «+27 В Сход задерж.», поступающей через 0,8 с после схода ракеты из блока ОО04-11М1, СУА СВР переходит в режим «Автомат». Сигнал ошибки с выхода блока ВСО ОК51-6М подается в блок управления ОК52-17М на усилитель-преобразователь, на который подается также напряжение с ГОН СВР. На УП из напряжения сигнала ошибки выделяется составляющая ошибки, пропорциональная отклонению ракеты от РСН по углу места. Сигнал с выхода УП через сглаживающий фильтр подается на вход УПТ. Нагрузкой УПТ служат обмотки управления магнитного усилителя, являющегося усилителем мощности. Выходное напряжение подается на управляемый двигатель, который через редуктор поворачивает антенну, отрабатывая ошибку по этой координате. Работа по координате $\Delta\beta_р$ происходит аналогично.

В процессе автоматического захвата и сопровождения ракеты СУА СВР работает в режимах «Широкий луч» и «Средний луч». При этом в режиме «Средний луч» изменяется усиление СУА и изменяется корректирующий фильтр в цепи обратной связи, который обеспечивает возможность сопровождения ракеты с высокой точностью.

При подходе антенной колонки к любому из упоров «Верх», «Низ», «Левый», «Правый» выдается команда «+27 В Сброс», которая возвращает СУА СВР в режим «Нуль».

Режим НЛЦ. Режим НЛЦ (рис. 2.43) включается при сопровождении низколетящей цели и затрагивает только координату $\Delta\varepsilon_р$. СУА СВР по координате $\Delta\beta_р$ остается в режиме автосопровождения. Если угол места сопровождаемой цели $\varepsilon_с \leqslant 30$ д. у., то в механизме $\varepsilon_с$ блока ОС52-14М2 срабатывает микровыключатель В4 и напряжение +27 В подается на реле Р38 блока ОР-11М1, которое срабатывает и по команде «+27 В Сход I» самоблокируется. При уменьшении угла места сопровождаемой ракеты до $\Delta\varepsilon_р \leqslant 15$ д. у. происходит срабатывание микровыключателей В3, В4 в блоке ОК53-2М. Команда НЛЦ I через контакты 5, 6 реле

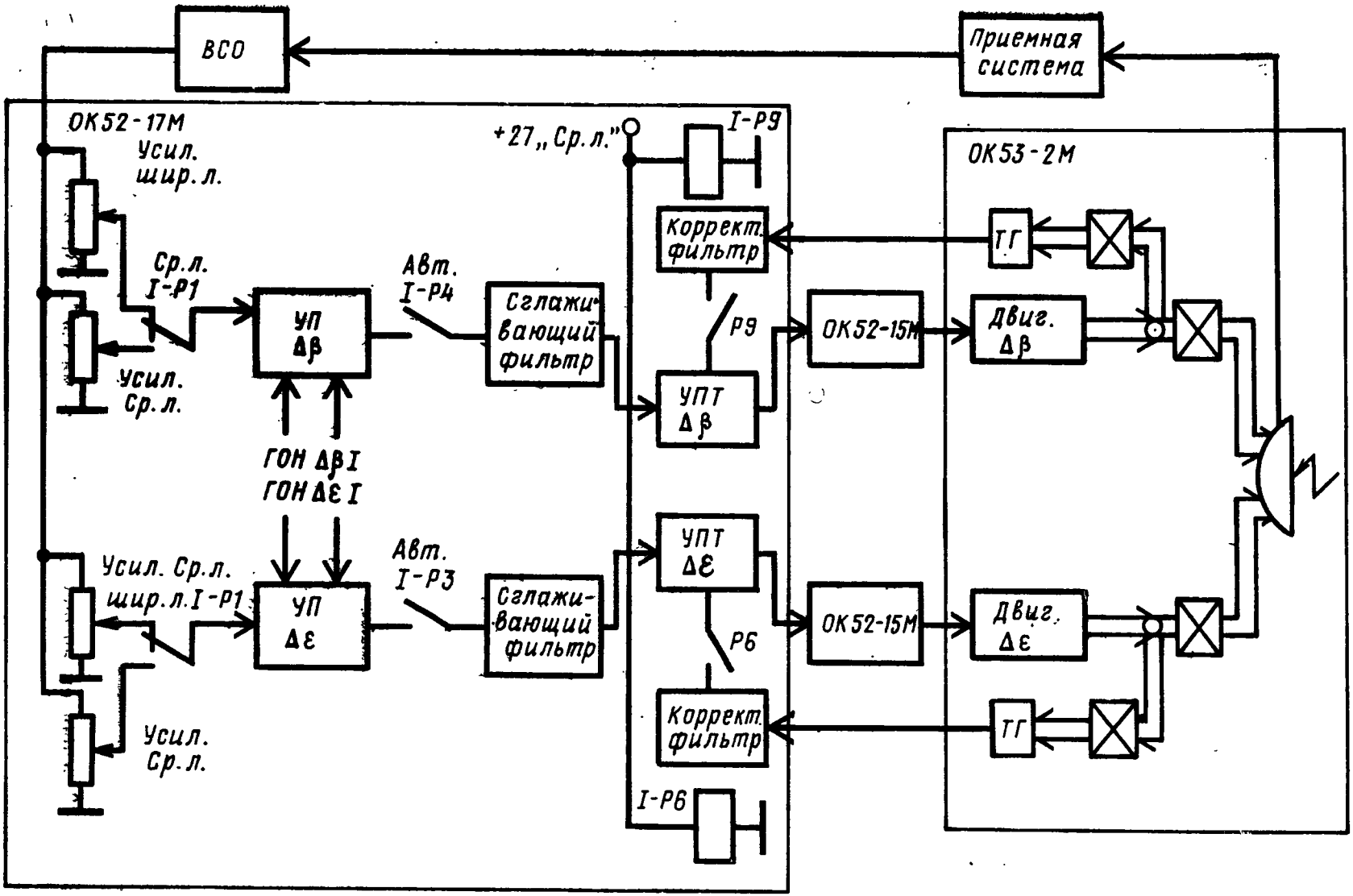


Рис. 2.42. Упрощенная функциональная схема СУА СВР в режиме «Автомат»

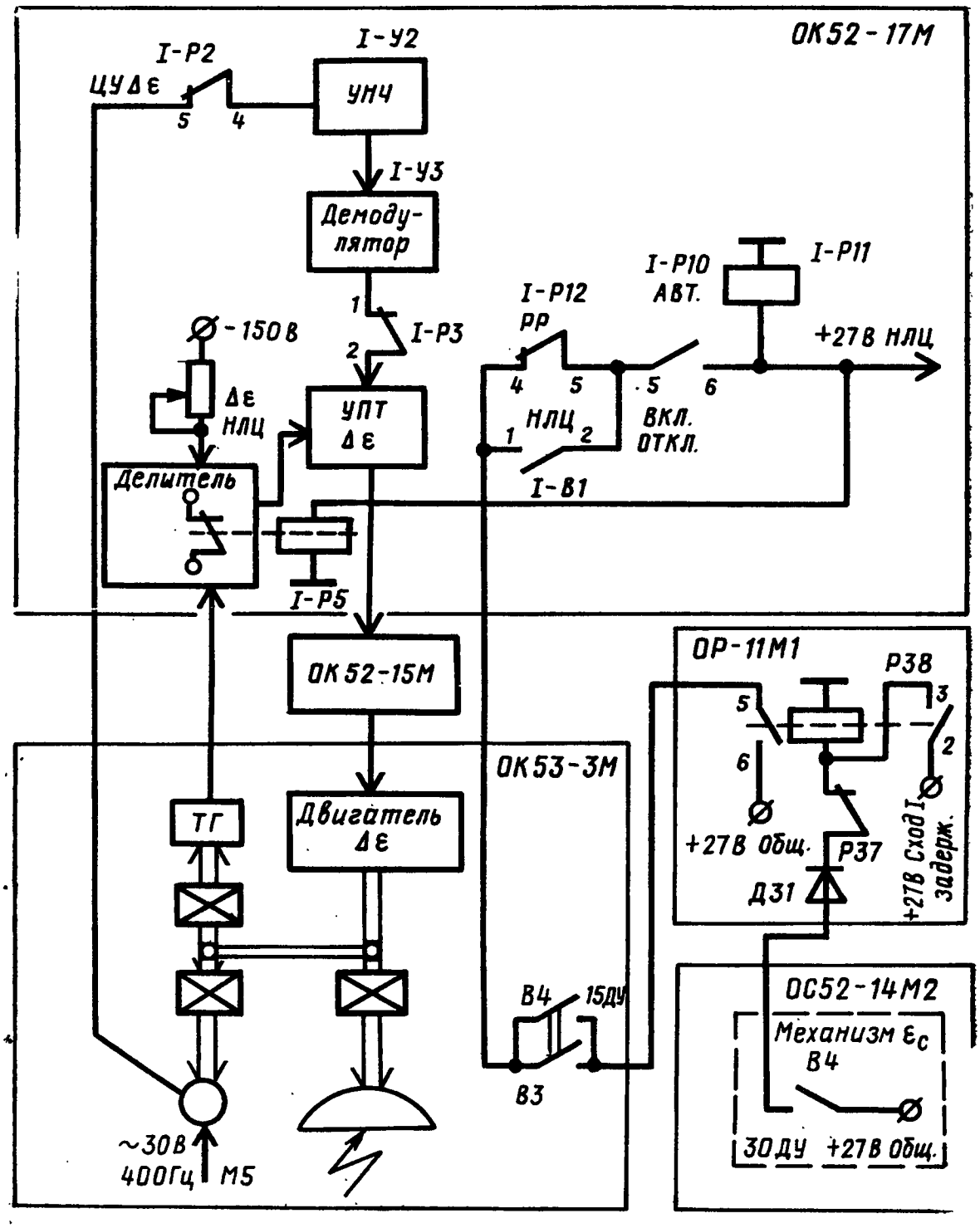


Рис. 2.43. Упрощенная функциональная схема СУА СВР в режиме НЛЦ

Р38 блока ОР-11М1 подается в блоке управления СУА СВР ОК52-17М, где при этом срабатывает реле Р5, НЛЦ и СУА СВР переходят в режим НЛЦ. При этом система замыкается по датчику режима «Нуль» (М5). С делителя в цепь обратной связи подается напряжение сбивки, величина которого регулируется потенциометром НЛЦ, и определяет требуемый угол фиксации антенны СВР (0-13).

2.4.4. Основные органы управления, контроля, сигнализации. Признаки нормальной работы

Система дальности. На блоке индикатора дальности (ОС81-9М) расположена ручка ЯРКОСТЬ СТРОБА, предназначенная для регулировки яркостной отметки строба СВР на развертке грубой дальности. На передней панели блока ОК81-4М размещены: кнопка ВОЗВРАТ, которая служит для выдачи команды «Сброс» и возврата автодальномера в исходное положение; потенциометр БАЛАНС для регулировки баланса каналов временных дискриминаторов дальномера. Под откидной крышкой размещены органы управления, используемые в режиме РР.

Система выделения сигнала ошибки. На блоке ОО04-14М расположены стрелочные приборы КАНАЛ *Р* СО ε, СО β, служащие для индикации сигналов ошибки в угломестном и азимутальном каналах СУА СВР.

Система управления антенной. На блоке ОО96-9М1 размещены переключатели ПРИВОД СВР-I — ОТКЛ. и ПРИВОД СВР-II — ОТКЛ. (под крышкой) для включения и отключения приводов СВР-I и СВР-II; на передней панели блока имеется индикаторная лампа РАССТОПОРЕНО $\Delta\varepsilon$, $\varepsilon_н$ (эта лампочка загорается только при расстопорении механических стопоров $\varepsilon_н$, $\Delta\varepsilon$ I, $\Delta\varepsilon$ II). На пульте командира (блок ОО04-11М1) размещены: табло ЗАХВАТ, которое сигнализирует о переходе СУА СВР в режим «Автомат»; табло СР. Л., которое сигнализирует о захвате сигнала ответчика дальномером, переходе на сопровождение по дальности и переключении с антенны ШЛ на антенну СрЛ; переключатель ШИР. — СРЕДН. для включения режима среднего луча в режим РР; кнопка СХОД для выдачи сигнала «+27 В Сход» в режиме ФК.

На антенной колонке СВР (блоки ОК53-2М и ОК53-3М) расположены: кнопки РАССТОПОР., которые служат для расстопорения фрикционных стопоров при работах с колонками; шкалы $\Delta\varepsilon_р$ и $\Delta\beta_р$ для контроля положения антенны СВР относительно антенны ССЦ.

Признаками нормальной работы СВР являются:

1. После нажатия кнопки АППАРАТУРА ВКЛ. на блоке ОО96-9М1 загорается лампа РАССТОПОРЕНО $\Delta\varepsilon$, $\varepsilon_н$.

2. Через 1 мин после включения аппаратуры появляются развертки на индикаторе дальности. При установке переключателя РI — ЦЕЛЬ — РII на блоке ОС81-9М в положение ЦЕЛЬ на

грубой развертке дальности видны яркостные стробы PI и PII. При установке переключателя PI — ЦЕЛЬ — PII в положение PI (PII) на развертке грубой дальности виден строб PI (PII), а на развертке точной дальности — развертка точной дальности I (II) ракетного канала (без темнового визира).

3. При нажатии кнопки ПРИВОДЫ СВР-I, $\varepsilon_н$, СВР-II ВКЛ. на блоке ОО96-9М1 загораются соответствующие сигнальные лампы, а колонки СВР устанавливаются параллельно антенне ССЦ. При нажатии кнопки ТСЦ (ПА) на блоке ОС52-14М2 колонки СВР устанавливаются в режим встреливания (отрабатывают угол 3-80). При нажатии кнопки РУ на этом же блоке колонки СВР возвращаются в исходное положение.

4. Через 3 мин после включения аппаратуры включается анодное питание входных устройств приемной системы, о чем свидетельствует появление на развертке точной дальности блока ОС81-9М шумового строба СВР-I (II) канала (при установке переключателя PI — ЦЕЛЬ — PII блока ОС81-9М в положение PI (PII).

Дополнительная информация об исправности СВР может быть получена при проведении функционального контроля БМ. При оценке признаков нормальной работы СВР расчет должен убедиться, что сигнальные лампы предохранителей блоков питания и блоков ОО96-9М1 не горят.

2.5. СЧЕТНО-РЕШАЮЩИЙ ПРИБОР 9С456М3

2.5.1. Назначение, технические характеристики, состав и размещение основных систем

Счетно-решающий прибор (СРП) предназначен для определения момента входа цели в зону поражения, выработки команд К1, К2 для управления рулями двух ракет при наведении их на цель, выработки разовой команды К3 для взведения радиовзрывателя и сигнала СБРОС, осуществляющего возврат ракетного дальномера блоков ОК81-4МI (II) и временных механизмов блока ОР-14М1 в исходное состояние. Решение этих задач осуществляется двумя системами: системой пуска (СП); системой выработки команд (СВК).

Счетно-решающий прибор 9С456М3 имеет следующие технические характеристики:

время готовности СРП после включения питания не более 100 с;

время входа СРП в боевой режим после взятия цели на сопровождение 3 с;

СРП формирует команды управления, обеспечивающие наведение ракет по методу трех точек, а при стрельбе по низколетящим целям реализуется один из трех методов: «Горка», H, φ;

СРП полностью автоматизирован и не требует во время боевой работы специального оператора для обслуживания;

СРП аналогового типа непрерывного действия.

СРП размещен в стойке СП-2М1, в него входят следующие блоки:

блок управления ОР-11М1, предназначенный для выбора режимов работы и контроля СРП;

блоки операционных усилителей и функциональных узлов ОР-12М1 (2 шт.), ОР-13М, ОР-22М, предназначенные для выработки команд управления и параметров зоны поражения;

блок следящих систем ОР-21М1, предназначенный для определения параметров зоны поражения и углов скручивания измерительной и связанной с ракетой систем координат. Кроме того, в блоке ОР-21М1 расположен субблок питания следящих систем ОО-95-2БМ;

блок временных механизмов ОР-14М1, предназначенный для учета полетного времени ракет;

блок фильтров ОР-15М1, предназначенный для формирования составляющих команд управления ракетами;

блок питания ОР-95-1М1, обеспечивающий СРП стабилизирующими напряжениями ± 60, ± 40, -27 В.

В счетно-решающий прибор поступают команды и сигналы датчиков, расположенных в системах управления антеннами, дальномерах, и с блока ОО04-11М1.

С выхода СРП команды управления поступают в СПК для передачи на борт ракеты. Сигналы, вырабатываемые в СРП, поступают на соответствующие табло блока ОО04-11М1, в системы управления антеннами и в системы измерения дальности.

2.5.2. Система пуска

1. Назначение, состав и связь системы пуска с другими системами боевой машины

Система пуска предназначена для решения следующих задач:

для выработки сигнала «Цель в зоне», который должен появляться в момент входа упрежденной точки в зону поражения и пропадать при выходе упрежденной точки из зоны поражения;

для выработки сигнала «Внимание» за время не менее 15 с до входа упрежденной точки в зону поражения;

для выработки сигнала «+27 В БС (ближний строб)», используемого для корректировки радиовзрывателя ракеты 9М33М3 при стрельбе по вертолетам, летящим и зависающим на высоте менее 25 м;

для выработки сигнала «+27 В Задерж.», используемого для корректировки радиовзрывателя при стрельбе вдогон и по малоскоростным целям.

В состав системы пуска входят блоки: ОР-22М1; ОР-13М1; ОР-15М3; ОР-21М1; ОР-11М1.

На вход системы пуска поступают:

$Д_ц$ — наклонная дальность до цели из дальномера цели ОС81-18М;

β_c — азимут цели из блока управления по азимуту ОС52-12М1 системы управления антенной;

ε_c — угол места цели из блока управления по углу места ОС52-14М1 системы управления антенной;

сигнал «+27 В ТСЦ (ПА)», вырабатываемый в блоке ОС52-14М1 при переходе боевой машины в режим сопровождения цели.

Сигналы, вырабатываемые системой пуска, поступают в систему стартовой автоматики. По сигналу «Внимание» автоматически включаются бортовое питание ракет и передатчики СПК. Сигнал отображается на световом табло блоков ОО04-11М1 и ОР-11М1.

Сигнал «Цель в зоне» служит для определения момента пуска ракет, отображается на световом табло блоков ОО04-11М1 и ОР-11М1. Сигналы «+27 В БС» и «+27 В Задерж.» поступают через систему стартовой автоматики на ракеты до их старта.

2. Уравнения, решаемые системой пуска

Выработка параметров зоны поражения системой пуска производится исходя из предположения о равномерном и прямолинейном движении сопровождаемой цели.

Положение цели в пространстве определяется тремя координатами. С датчиков станции сопровождения цели снимаются:

$Д_ц$ — наклонная дальность;

β_c — азимут цели;

ε_c — угол места цели.

Совокупность этих координат образует сферическую систему координат. Однако построение границ зоны поражения наиболее просто осуществить в параметрической системе координат, которая учитывает характер движения цели. СРП осуществляется пересчет координат из сферической в прямоугольную, а затем в параметрическую, так как сразу перейти от сферической к параметрической сложно.

Текущие координаты цели ($Д_ц$, β_c, ε_c) в сферической системе снимаются с датчиков ССЦ и преобразуются в системе пуска в прямоугольную систему по следующим зависимостям (рис. 2.44):

$$\begin{aligned} d_ц &= Д_ц \cos \varepsilon_c; \\ H &= Д_ц \sin \varepsilon_c; \\ X &= d_ц \cos \beta_c; \\ Y &= d_ц \sin \beta_c, \end{aligned} \tag{2.9}$$

где $d_ц$ — горизонтальная дальность цели;

X, Y, H — прямоугольные координаты цели.

По текущим значениям прямоугольных координат цели путем дифференцирования на специальных дифференцирующе-сглаживающих устройствах (ДСУ) определяются составляющие скорости цели. Полученные значения прямоугольных координат цели

преобразуются в параметрическую систему по следующим зависимостям:

$$H_y = H + V_н \tau_y, \tag{2.10}$$

где τ_y — время полета ракеты до точки встречи, заданное в виде

$$\tau_y = f(Д_y). \tag{2.11}$$

По составляющим скорости цели V_x, V_y вычисляется значение путевого угла Q в соответствии с уравнением (рис. 2.45):

$$V_x = \sin Q - V_y \cos Q = 0 \rightarrow Q. \tag{2.12}$$

Данное уравнение решается на электромеханической приборной следящей системе. Когда выражение в левой части уравнения станет равным нулю, с исполнительных устройств приборной следящей системы будет снято значение путевого угла цели. Значения V_x, V_y и вычисленное значение путевого угла Q используется для вычисления горизонтальной составляющей скорости цели по формуле (рис. 2.46):

$$V_г = V_x \cos Q + V_y \sin Q. \tag{2.13}$$

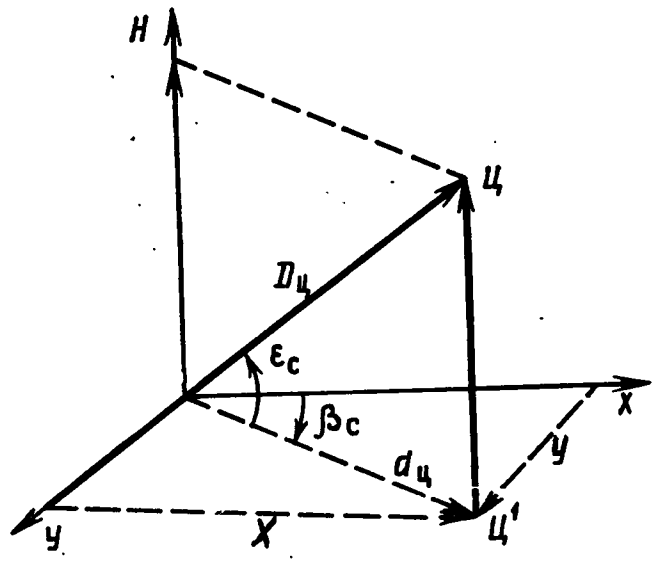


Рис. 2.44. Определение координат X, Y, H

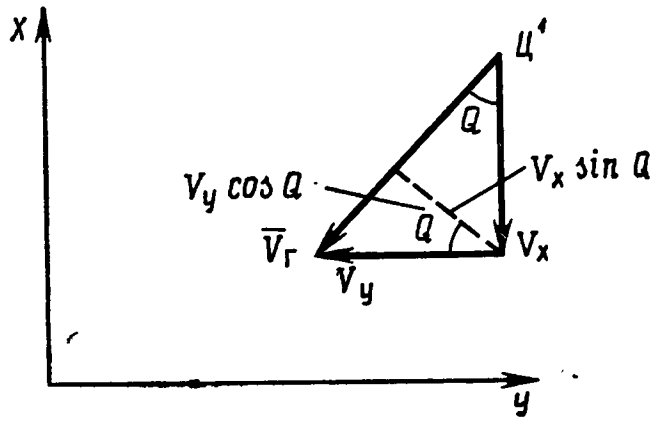


Рис. 2.45. Определение Q

После вычисления путевого угла и горизонтальной составляющей скорости цели осуществляется операция выработки курсового параметра P и упрежденного пути $S_у$ по зависимостям (рис. 2.47, 2.48):

$$P = y\cos Q - x\sin Q; \tag{2.14}$$

$$S_у = x\cos Q + y\sin Q - V_г\tau_у. \tag{2.15}$$

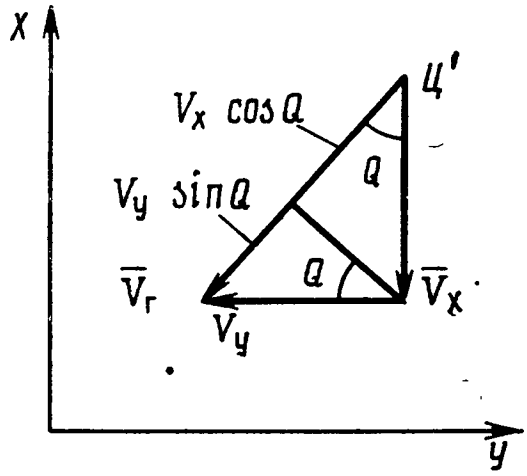


Рис. 2.46. Определение $V_г$

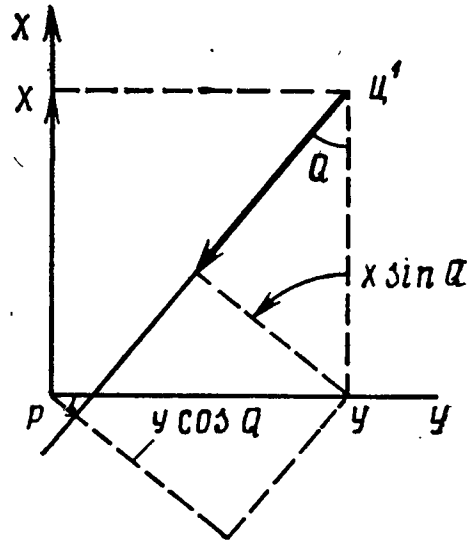


Рис. 2.47. Определение P

По вычисленным значениям упрежденного пути и курсового параметра вычисляется упрежденная дальность цели

$$Д_у = \sqrt{P_н^2 + S_у^2}, \tag{2.16}$$

где $P_н = \sqrt{P^2 + H_у^2}$ — наклонный параметр.

Напряжения, пропорциональные $H_у$, $Д_у$, $P_н$, $V_г$, $S_у$ в параметрической системе (рис. 2.49), сравниваются с напряжениями, определяющими положение границ зоны поражения. В результате сравнения однозначно определяется положение упрежденной точки цели относительно границ зоны поражения.

Размеры зоны поражения вычисляются в зависимости от скорости цели следующим образом: так как зона поражения боевой машины, реализуемая системой пуска, представляет сложную фигуру вращения вокруг оси $S_у$, для ее математического представления выделяются восемь участков в соответствии с рис. 2.50, 2.51.

Участок *1*, ограничивающий зону поражения снаружи по дальней границе до параметра, представляет собой фигуру сложной конфигурации, которая при $V_г > 10$ м/с описывается зависимостью

$$Д_у \leqslant R - 224\cdot 10^{-7}\frac{P_н^2}{F_1(V_г)}, \tag{2.17}$$

где $R = 10300$ м — радиус дальней границы зоны поражения;
$F_1(V_г)$ — функция скорости.

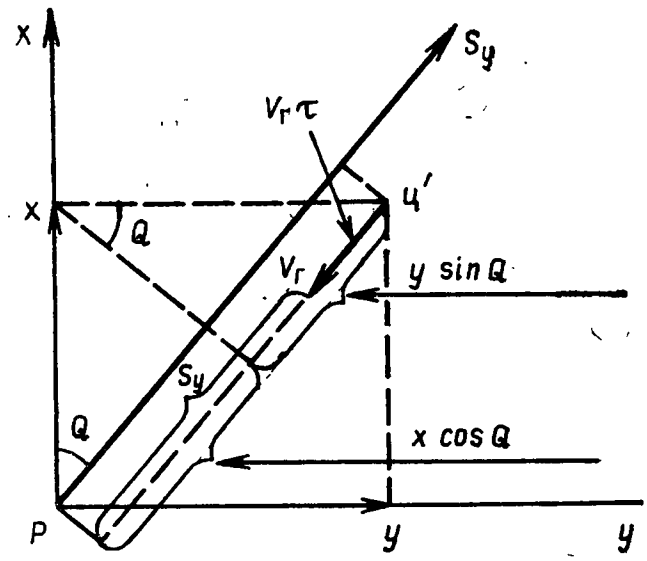


Рис. 2.48. Определение S_y

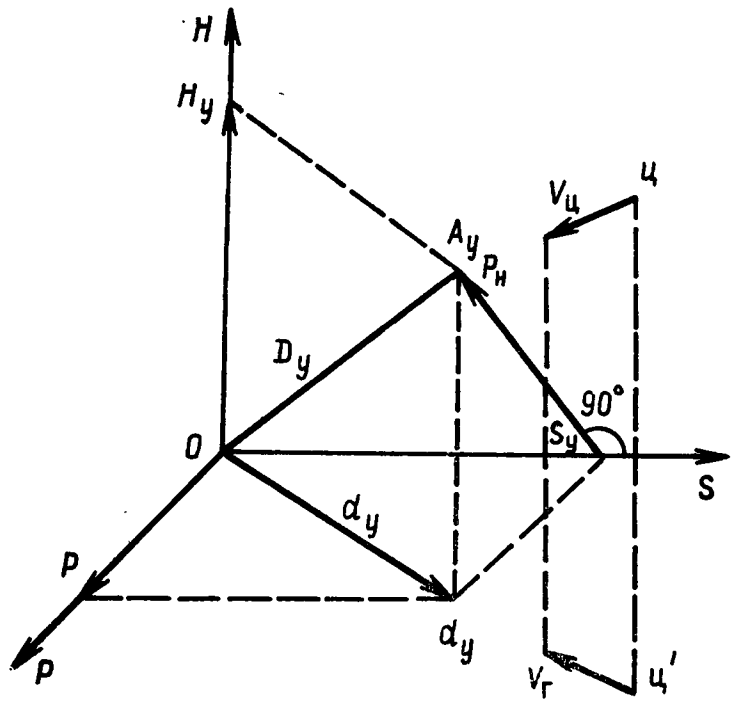


Рис. 2.49. Параметрическая система координат
(A_y — упрежденная точка цели)

Выполнение условия (2.17) свидетельствует о том, что упрежденная точка цели вошла в зону поражения.

Участок *2*, ограничивающий зону поражения снаружи в средней части до параметра, представляет собой цилиндрическую поверхность, где

$$P_н \leqslant 8700 - 8V_г. \qquad (2.18)$$

Значение наклонного параметра изменяется в зависимости от скорости цели. Выполнение условия (2.18) означает, что курсовой параметр цели не выходит за пределы цилиндрической поверхности.

Участок *3*, ограничивающий зону поражения снаружи по дальней границе после параметра, представляет собой сферу, которая задается зависимостью

$$Д_у \leqslant 8700 - 8V_г. \qquad (2.19)$$

Выполнение условия (2.19) означает, что упрежденная точка удаляющейся цели еще не вышла из зоны поражения.

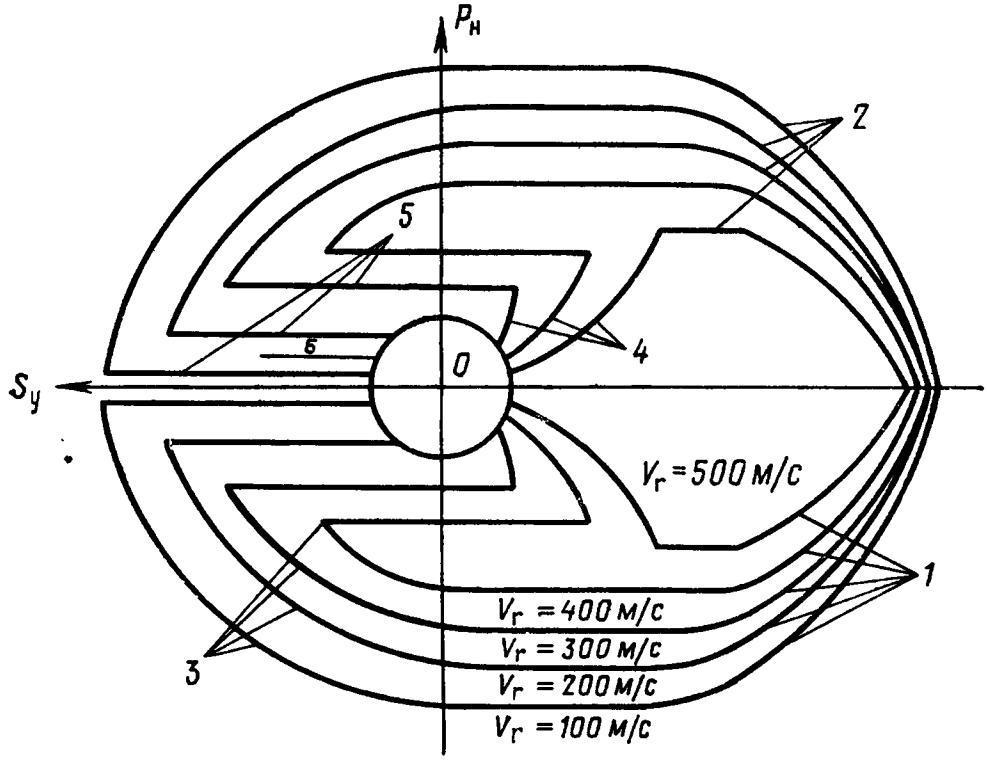


Рис. 2.50. Зона поражения БМ

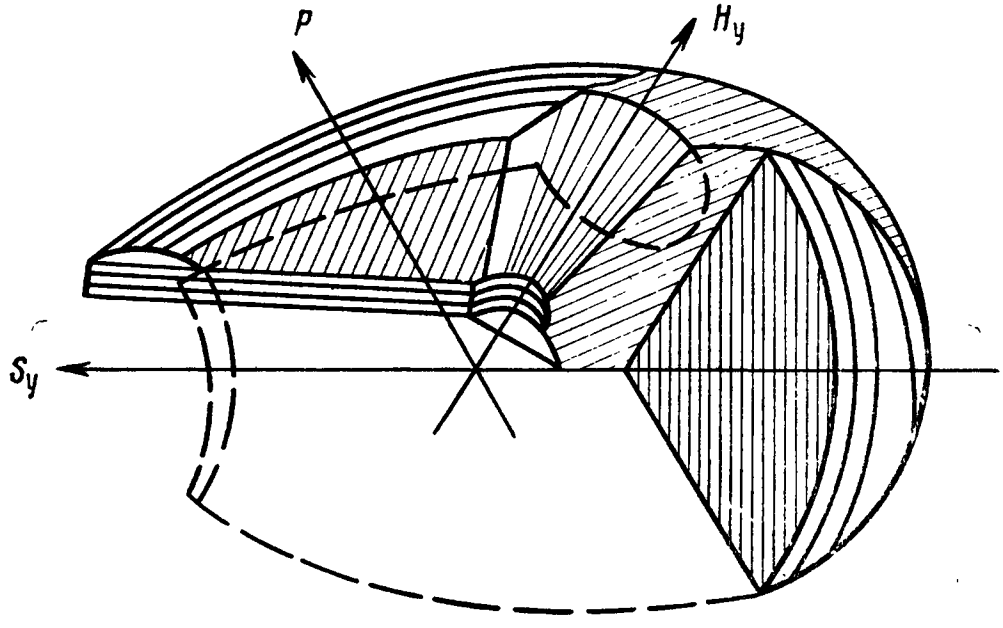


Рис. 2.51. Горизонтальный разрез зоны поражения БМ

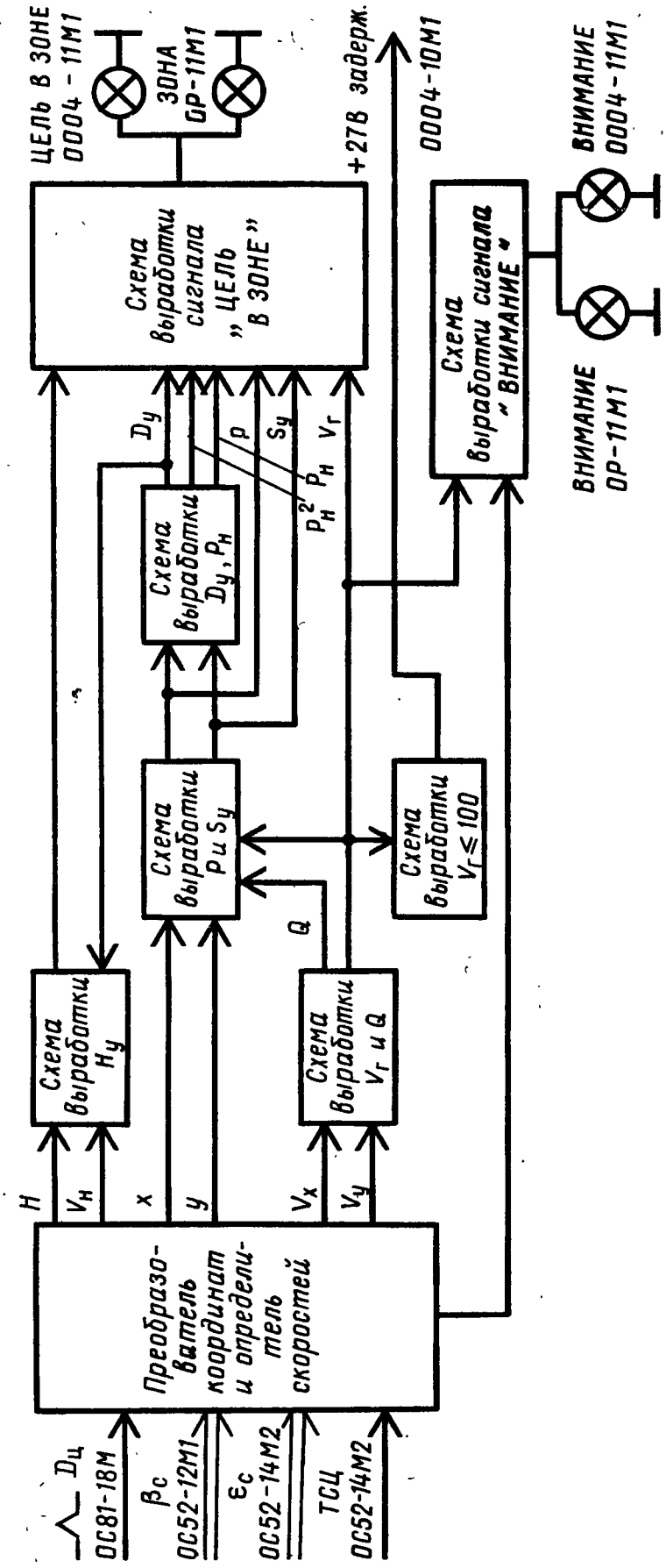


Рис. 2.52. Структурная схема системы пуска СРП

Участок *4*, ограничивающий зону поражения по внутренней поверхности до параметра, представляет собой фигуру сложной формы, заданную зависимостью

$$Д_у \geqslant \sqrt{\frac{P_н}{600F_1(V_г)}}. \qquad (2.20)$$

Выполнение условия (2.20) свидетельствует о том, что упрежденная точка цели удалена от боевой машины на расстояние, обеспечивающее наведение ЗУР с допустимыми перегрузками.

Участок *5*, ограничивающий зону поражения по внутренней поверхности после параметра, представляет собой цилиндр радиусом, определяемым из зависимости

$$P_н \geqslant 14V_г - 1300. \qquad (2.21)$$

Выполнение условия (2.21) означает, что наклонный параметр цели больше требуемого для наведения ЗУР с допустимыми перегрузками.

Участок *6* представляет собой сферу с центром в точке стояния боевой машины и радиусом $R=1500$ м. Такая дальность определяется ближней границей поражения комплекса.

Кроме участков, показанных на рис. 2.51, зоны поражения имеют два ограничения. Одним из ограничений является ограничение по скорости цели. Данное ограничение определяется лимитом времени, необходимого для переброса АПУ со встречного на догонный курс. Это ограничение получило название «коридор» и математически описывается выражением

$$P \geqslant \frac{V_г}{0{,}15}. \qquad (2.22)$$

Второе ограничение зоны поражения определяется необходимостью предотвратить складывание рамок гирораскладчика команд ракеты. Рассматриваемое ограничение зоны представляет собой конус, угол раскрыва которого изменяется в зависимости от скорости цели, а вершина смещена ниже плоскости горизонта на 107 м. Математически это ограничение имеет вид

$$Д_у \geqslant \frac{107 + H_у}{F_2(V_г)}. \qquad (2.23)$$

Таким образом, упрежденная точка цели считается в зоне поражения, если одновременно выполняются восемь условий, приведенных выше. При $V_г \leqslant 10$ м/с зона поражения заключена между двумя сферами радиусами 10300 и 1500 м. Ограничение по конусу при этом сохраняется.

3. Структурная схема системы пуска

Структурная схема системы пуска представлена на рис. 2.52. Работа СРП начинается по сигналу ТСЦ или ПА с момента перехода ССЦ на сопровождение цели. При этом включаются следя-

щие системы и дифференцирующе-сглаживающие устройства. Система пуска по входным данным $Д_у$, $\beta_с$, $\varepsilon_с$ в течение 3 с определяет параметры упрежденной точки цели. Дальность цели определяется отрезком времени между импульсом запуска и импульсом цели. Данный временной интервал преобразуется в напряжение постоянного тока при помощи времяимпульсного преобразователя. Решение зависимостей (2.9) осуществляется на функциональных потенциометрах, размещенных в системе управления антенной и операционных усилителях блока ОР-22М.

По составляющим V_x и V_y в схеме выработки $V_г$ и Q реализуются зависимости (2.12) и (2.13). Вычисление значений $V_г$ и Q осуществляется на электромеханической следящей системе Q блока ОР-21М и операционных усилителях блока ОР-22М.

По координатам дальности $Д_ц$ и скорости $V_г$ система пуска вырабатывает сигнал «Внимание» не менее чем за 15 с до входа упрежденной точки цели в зону поражения в соответствии с зависимостью

$$\frac{Д_ц - 10\,300 - 21V_г}{V_г} \geqslant 15 \text{ с}. \qquad (2.24)$$

Время 21 с, входящее в зависимость (2.24), взято из расчета полета ЗУР до дальней границы зоны поражения.

По координатам H, $V_н$ и $Д_у$ в схеме определения $H_у$ реализуется зависимость (2.10). Вычисление значения $H_у$ осуществляется на операционном усилителе ОР-22М с использованием приборной следящей системы $Д_у$ блока ОР-21М (рис. 2.53).

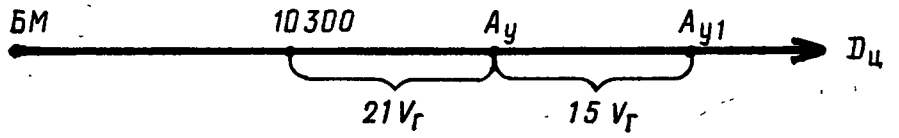


Рис. 2.53. Определение условия выдачи сигнала «Внимание»

По координатам цели x, y, скорости $V_г$, упрежденной дальности $Д_у$ и путевому углу Q на операционных усилителях блока ОР-21М реализуются зависимости (2.14), (2.15). При этом вырабатываются параметр цели P и упрежденный путь цели $S_у$.

По выработанным значениям P, $S_у$, $H_у$ в схеме выработки $Д_у$ и $P_н$, выполненной на электромеханической следящей системе блока ОР-21М и операционных усилителях ОР-22М, вырабатывается упрежденная дальность $Д_у$ и наклонный параметр $P_н$.

Вычисленные значения P, $S_у$, $H_у$, $Д_у$, $P_н$ и $V_г$ поступают в схему выработки сигнала «Цель в зоне», собранную на реле уровня блока ОР-11М. Схема выработки сигнала «Цель в зоне» представляет собой дизъюнктор на восемь входов, который срабатывает при одновременном выполнении условий (2.17)—(2.23) и условия $Д_у \geqslant 1500$ м.

Схемы выработки сигналов $S_y > 0$ и $V_г \leqslant 100$ формируют сигнал «+27 В Задерж.». О выработке сигнала $V_г \leqslant 100$ свидетельствует лампа $V_г \leqslant 100$ на панели блока ОО04-11М1.

В режиме полуавтоматического сопровождения при условии $\varepsilon_с \leqslant 0\text{-}06$ в блоке ОС52-14М2 вырабатывается сигнал НЛЦ СУА, который является исходным для выработки сигнала «Метод φ». Для формирования сигнала «Метод φ» необходимы следующие условия:

дальность до цели не более 7 км;

скорость цели не более 100 м/с.

При выполнении этих условий формируется сигнал «Метод φ», посредством которого формируется сигнал «+27 В БС». О выработке сигнала «Метод φ» свидетельствует горение табло «Метод φ» на блоке ОО04-11М1. Сформированные сигналы «+27 В БС» и «+27 В Задерж.» через систему стартовой автоматики поступают на борт ракеты.

2.5.3. Система выработки команд СРП 9С456М3

1.* Назначение, состав, режим работы и связь системы выработки команд с другими системами боевой машины

Система выработки команд (СВК) предназначена для решения следующих задач: выработки команд управления рулями ракеты К1 и К2; выработки разовой команды К3 для включения передатчика радиовзрывателя ракеты; выработки сигнала «Сброс» для возврата систем, встречи ракеты с целью в режиме промаха в течение одной секунды после выдачи сигнала $\Delta Д$ 150, т. е. после того, как ракета пролетит за цель на 150 м.

Кроме режима боевой работы СВК может работать в режимах, служащих для проверки работоспособности СРП.

Конструктивно СВК размещена в блоках ОР-12М1 (2 шт.); ОР-11М1; ОР-13М1; ОР-14М1; ОР-15М1; ОР-21М1.

Для формирования команд управления в СВК поступают:

сигналы ошибок сопровождения цели $\delta\varepsilon_ц$, $\delta\beta_ц$;

сигналы ошибок сопровождения ракеты в широком и среднем луче $\delta\varepsilon_{рр}$, $\delta\beta_{рр}$;

сигналы ошибок сопровождения ракеты антенной ССЦ $\delta\varepsilon_{рц}$, $\delta\beta_{рц}$;

углы отворота антенн СВР относительно антенны ССЦ $\Delta\varepsilon_р$, $\Delta\beta_р$;

угол места $\varepsilon_н$ и азимут $q_н$ цели.

Сигналы $\varepsilon_с \leqslant +0\text{-}06$, $\varepsilon_с \leqslant +0\text{-}30$ для формирования сигнала НЛЦ СУА. Данные сигналы снимаются с систем управления антеннами.

Кроме того, из соответствующих дальномеров значения сигналов, связанные с ракетными каналами в исходном положении, поступают для выработки сигнала НЛЦ СУА, устанавливающего

антенны ССЦ на фиксированный по отношению к горизонту угол; выработки команды ИС (инерционное сопровождение), автоматически переводящей дальномер цели на инерционное сопровождение цели по дальности в момент подрыва ЗУР; выработки сигнала $\Delta Д$ 150 («Промах»), выводящего ракету в безопасную зону; выработки сигнала «Узкий луч», определяющего момент начала управления ракетой в узком луче СВР; выработки сигнала «Наведение», определяющего момент перехода СВК из режима «Вывод» в режим «Наведение».

Система выработки команд состоит из двух независимых каналов (канал I, канал II), что позволяет вести стрельбу по цели двумя ракетами одновременно.

Каждый канал, в свою очередь, состоит:

из канала управления ракетой в вертикальной плоскости (канал ε);

из канала управления ракетой в наклонной плоскости (канал β).

При углах места $\varepsilon_c > +0\text{-}30$ ракета наводится по методу трех точек. При стрельбе по низколетящей цели (режим НЛЦ) при $\varepsilon_c \leqslant +0\text{-}30$ наведение ракеты на цель производится по одному из методов: метод «Горка»; метод H; метод φ.

При боевой работе выработка команд управления ракетой в СВК осуществляется в следующих режимах:

режиме вывода ракеты на кинематическую траекторию с момента захвата ее широким лучом СВР до того момента, когда рассогласования (h) между траекторией полета ЗУР и кинематической, а также скорости изменения этих рассогласований (h') станут равными заданным величинам:

$$\begin{aligned} h &\leqslant 12 \text{ м}; \\ h' &\leqslant 12 \text{ м/с}; \end{aligned} \qquad (2.25)$$

режиме наведения с момента окончания режима вывода до точки дальности до цели $Д_ц$ и дальности до ракет $Д_р$. Из системы стартовой автоматики поступает сигнал «Сход».

В результате преобразования входных сигналов СВК выдает:

команды К1, К2, К3, поступающие в СПК;

сигналы НЛЦ СУА, поступающие в систему управления антенной ССЦ;

сигнал «Сброс», поступающий в ракетные дальномеры, ССА, СУА СВР для возврата систем в исходное состояние после поражения цели или промаха;

сигнал ИС (инерционное сопровождение), поступающий в целевой дальномер.

2. Уравнения, решаемые СВК

После схода с пускового устройства ракета находится в неуправляемом автономном полете. Управление начинается с момента захвата ракеты широким лучом СВР, т. е. через 0,8 с после схо-

да. С этого времени по данным, поступающим от ССЦ и СВР, в СВК вырабатываются линейные отклонения (h_ε и h_β). Как отмечалось ранее (см. 1.1.2), линейные отклонения h_ε и h_β в широком и среднем лучах СВР определяются по зависимостям:

$$h_\varepsilon = Д_р(\Delta\varepsilon_р + \delta\varepsilon_{рр} - \delta\varepsilon_ц); \quad (2.26)$$
$$h_з = Д_р(\Delta\beta_р + \delta\beta_{рр} - \delta\beta_ц).$$

Линейные отклонения h_ε и h_β в узком луче (луче антенны ССЦ) определяются по зависимостям:

$$h_\varepsilon = Д_р(\delta\varepsilon_{рц} - \delta\varepsilon_ц); \quad (2.27)$$
$$h_з = Д_р(\delta\beta_{рц} - \delta\beta_ц).$$

При стрельбе по низколетящим целям в канал управления по координате ε дополнительно поступает величина, определяющая смещение ракеты вверх относительно линии визирования цели. Смещение вводится с целью уменьшения влияния земли на ошибку сопровождения ракеты средним лучом СВР, а также для уменьшения вероятности срабатывания радиовзрывателя ракеты от земли. В азимутальном канале формирование линейных отклонений происходит по методу трех точек. Дополнительное угловое смещение $\varepsilon_г$ может вырабатываться по одному из следующих методов.

Метод «Горка». Управление по методу «Горка» производится при наличии сигнала $\varepsilon_с \leqslant +0\text{-}30$. При методе «Горка» формируется «подставка» $\varepsilon_г$:

$$\varepsilon_г = \frac{13\Delta Д}{[Д_р(t) + 0{,}15]\cdot 1{,}0472}, \quad (2.28)$$

где $\Delta Д$ — расстояние между целью и ракетой;
$Д_р(t)$ — дальность ракеты, определяемая как функция полетного времени.

Управление по методу φ производится в режиме полуавтоматического сопровождения (ПА) цели по ТОВ при выполнении следующих условий:

$$\varepsilon_с \leqslant +0\text{-}06; \quad (2.29)$$
$$V_г \leqslant 100 \text{ м/с};$$
$$Д_ц \leqslant 7 \text{ км}.$$

При этом методе «подставка» формируется по зависимости

$$\varepsilon_г = \frac{417\,\Delta Д}{Д_р(t) + 0{,}15 + \Delta Д} + \frac{3}{Д_р(t) + 0{,}15 + 1{,}0472\,\Delta Д}. \quad (2.30)$$

Данный метод обеспечивает подлет ракеты к цели сверху под заданным углом $\varphi = 25°$.

Метод *Н*. Управление по методу H производится при наличии сигнала «Помеха» (включен переключатель ПОМЕХА на панели блока ОО04-11М1) в режиме НЛЦ при условии

$$\varepsilon_р(t) > \varepsilon_с + \delta\varepsilon_ц Y_1(P), \quad (2.31)$$

где $\varepsilon_р(t)$ — угол места ракеты как функция времени;
$\varepsilon_с$ — угол места цели в стабилизированной системе координат;
$\delta\varepsilon_ц$ — сигнал ошибки сопровождения цели;
$Y_1(P)$ — передаточная функция фильтра, компенсирующего флюктуации сигнала ошибки.

При данном методе формируется «подставка» $\varepsilon_г$ по зависимости

$$\varepsilon_г = \varepsilon_р(t) - [\varepsilon_с + \delta\varepsilon_ц Y_1(P)]. \qquad (2.32)$$

Как видно из зависимости (2.32), при методе H не требуется информация о дальности до цели и ракеты, что позволяет использовать данный метод наведения ракет при применении противником активных помех. Команда на взведение радиовзрывателя КЗ при реализации метода H выдается в момент формирования сигнала «Средний луч».

Закон формирования сигнала $\varepsilon_г$ по методу H определяет безопасную с точки зрения срабатывания радиовзрывателя высоту полета ракеты относительно земли.

Сформированные линейные отклонения $h\varepsilon$ и $h\beta$ используются в СВК для формирования команд управления $\lambda\varepsilon$ и $\lambda\beta$ в измерительной системе координат.

Процесс управления полетом ракеты условно разделяют на два этапа: этап вывода ракеты на кинематическую траекторию и этап наведения.

Необходимость этапа вывода обусловлена наличием ошибок встреливания. Поэтому в момент начала радиоуправления будет иметь место начальное отклонение ракеты от кинематической траектории.

Задача управления в режиме вывода сводится к обеспечению быстрой отработки этого отклонения с одновременным обеспечением плавного перехода в режим наведения.

На этапе наведения необходимо обеспечить движение ракеты по кинематической траектории с ошибками, не превышающими заданных значений.

Реализация этих требований обеспечивается введением в команды управления кроме сигналов линейного отклонения $h\varepsilon$, h_β сигналов, пропорциональных скорости изменения этих линейных отклонений h_ε, h_β. Для повышения точности наведения в команды управления вводятся также сигналы компенсации систематических ошибок.

С учетом этого команды управления в СВК формируются по следующим зависимостям:

$$\lambda\varepsilon = f\left(hF\varepsilon,\ \dot{\varepsilon}_н,\ \ddot{\varepsilon}_{нн}\right); \qquad (2.33)$$
$$\lambda\beta = f\left(hF\beta,\ \dot{q}_н,\ \ddot{q}_{нн}\right),$$

где

$hF = f(h+h')$ — зависимость, учитывающая линейное отклонение по соответствующей координате и скорость его изменения;

$\varepsilon'_{н}$, $q'_{н}$ — скорость изменения углового положения сопровождаемой цели;

$\varepsilon''_{нн}$, $q''_{нн}$ — ускорение сопровождаемой цели по угловым координатам.

Значения $\varepsilon'_{н}$, $q'_{н}$, $\varepsilon''_{нн}$, $q''_{нн}$ формируются в схемах учета динамических ошибок и компенсируют динамическое отставание ракеты от кинематической траектории при наведении ее на подвижную цель. В случае прохождения ракеты мимо цели (режим «Промах») на рули ракеты выдаются команды:

$$\lambda\varepsilon = 150 \text{ м}; \qquad (2.34)$$
$$\lambda\beta = 0.$$

Под действием этих команд ракета отклоняется вверх, где происходит ее самоликвидация. При управлении ракетой по методу φ режим «Промах» отключен, и ракета подрывается при столкновении с землей.

Команды λ_ε и λ_β определены относительно боевой машины в измерительной системе координат. В то время как отработка ракетой отклонений от кинематической траектории производится в системе координат, связанной с ракетой, в процессе полета ракеты по криволинейной траектории между этими системами возникает рассогласование, ракетная система поворачивается относительно измерительной.

Поворот ракетной системы характеризуется тремя углами, каждый из которых определяет поворот ракетной системы вокруг одной из осей измерительной системы координат. Наибольшее влияние на команды управления оказывает угол поворота ракетной системы вокруг продольной оси измерительной системы координат. Этот угол называется углом скручивания γ. Для учета влияния угла γ в СВК применяется схема, с помощью которой угол γ непрерывно определяется и производится соответствующий пересчет команд управления.

При выработке команд управления необходимо также учитывать, что ракетная система координат на пусковом устройстве повернута вокруг продольной оси на угол 45°, так как рули ракеты повернуты на этот угол. С учетом этого команды управления, сформированные СВК, будут определяться выражениями:

$$K_1 = \lambda\varepsilon \cos(\gamma - 45°) + \lambda\beta \sin(\gamma - 45°); \qquad (2.35)$$
$$K_2 = -\lambda\varepsilon \sin(\gamma - 45°) + \lambda\beta \cos(\gamma - 45°).$$

Значения команд К1, К2 в виде плавно меняющихся напряжений поступают в блок ОК82-2М — шифратор СПК.

3. Структурная схема системы выработки команд

Структурная схема СВК приведена на рис. 2.54.

Схема формирования $\varepsilon_г$ предназначена для выработки напряжения, пропорционального углу «подставки» $\varepsilon_г$ по входным дан-

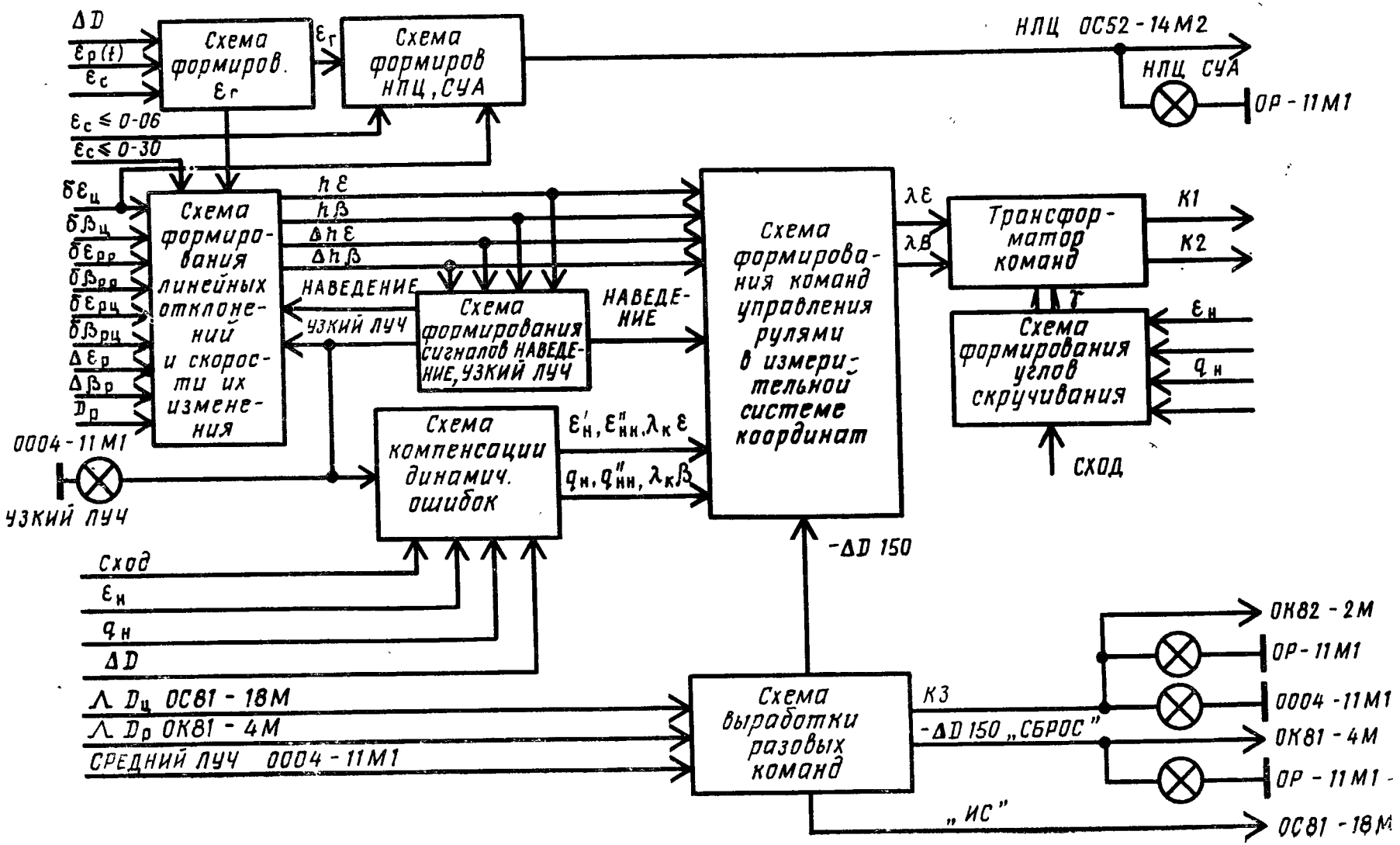


Рис. 2.54. Структурная схема системы выработки команд СРП

ным ε_c, $\varepsilon_р(t)$, $\Delta Д$, которое используется для выработки линейных отклонений в режиме НЛЦ. При $\varepsilon_c \geqslant +0{,}30$ выход схемы $\varepsilon_г$ отключается от схемы формирования линейных отклонений.

Схема формирования линейных отклонений и скорости их изменения предназначена для выработки напряжений, пропорциональных $h\varepsilon$, $h\beta$, $\Delta h\varepsilon$, $\Delta h\beta$ по входным данным, поступающим из систем управления антеннами. Значения $h\varepsilon$, $h\beta$, $\Delta h\varepsilon$, $\Delta h\beta$ используются для формирования команд управления. Кроме того, значения $h\varepsilon$, $h\beta$, $\Delta h\varepsilon$, $\Delta h\beta$ поступают на схему формирования сигналов «Наведение», «Узкий луч».

Схема учета динамических ошибок по координатам сопровождаемой цели формирует сигналы компенсации динамических ошибок, появляющихся вследствие движения цели.

В результате суммирования и преобразования данных, выработанных схемами формирования линейных отклонений и компенсации динамических ошибок, формируются команды управления $\lambda\varepsilon$, $\lambda\beta$, которые поступают на схему учета угла скручивания γ.

Значение угла скручивания поступает на трансформатор команд и обеспечивает формирование команд управления К1, К2 в ракетной системе координат.

При завершении процесса вывода ракеты на кинематическую траекторию выполняются условия:

$$\begin{aligned} h\varepsilon &\leqslant 12 \text{ м}; \\ h\beta &\leqslant 12 \text{ м}; \\ h'\varepsilon &\leqslant 12 \text{ м/с}; \\ h'\beta &\leqslant 12 \text{ м/с}. \end{aligned} \qquad (2.36)$$

При этом схема формирования сигналов «Наведение», «Узкий луч» вырабатывает сигнал «Наведение», который переключает схему формирования $\lambda\varepsilon$, $\lambda\beta$ из режима «Вывод» в режим «Наведение».

При входе ракеты в луч ССЦ, что определяется по значениям углового рассогласования $\sigma\varepsilon$, $\sigma\beta$, между целью и ракетой формируется сигнал «Узкий луч», который индицируется на табло блоков ОО04-11М1 и ОР-11М1. По сигналу «Узкий луч» осуществляются отключение от входа СВК сигналов $\Delta\varepsilon_р$, $\Delta\beta_р$, $\delta\varepsilon_{рр}$ и $\delta\beta_{рр}$ и подключение сигналов $\delta\varepsilon_{рц}$, $\delta\beta_{рц}$. Таким образом, по сигналу «Узкий луч» отключаются сигналы, пропорциональные отклонению ракеты от равносильного направления антенны СВР, и подключаются сигналы, пропорциональные отклонению ракеты от равносильного направления антенны ССЦ.

На схему выработки разовых команд непрерывно поступают значения дальности до цели и дальности до ракет. По этим данным формируется разностная дальность $\Delta Д$. После поступления сигнала «Средний луч» и достижения величины $\Delta Д = 120$ м схема формирует команду К3. При стрельбе в активных помехах команда К3 выдается по сигналу «Помеха» включением переключателя ПОМЕХА на блоке ОО04-11М1 при условии выработки сигнала «Средний луч». Команда К3 поступает в шифратор СПК для передачи на ракету и отображается на табло блоков ОР-11М1 и

ОО04-11М1. Если ракета прошла мимо цели, в схеме выработки разовых команд вырабатывается сигнал $\Delta Д$ 150 («Промах»).

При подрыве ракеты или через 1 с после сигнала $\Delta Д$ 150 автоматически вырабатывается сигнал «Сброс», обеспечивающий возврат всех систем, связанных с управлением ракетой, в исходное положение.

Для исключения возможности перезахвата целевым дальномером ионизированного облака, образованного при подрыве первой ракеты, и, следовательно, срыва автосопровождения цели при пуске двух ракет по одной цели СВК в интервале времени между КЗ и $\Delta Д$ 150 формирует команду «+27 В ИС (инерционное сопровождение)». По этой команде целевой дальномер переводится в режим инерционного сопровождения.

СВК формирует сигнал НЛЦ СУА для постановки антенны ССЦ на фиксированный угол $\varepsilon_c = +0\text{-}10$ и снятия с него при возрастании угла места цели. Сигнал НЛЦ СУА формируется соответствующей схемой при $\varepsilon_c \leqslant +0\text{-}06$. Снятие сигнала осуществляется при $\varepsilon_c \geqslant 0\text{-}11{,}5$. Сигнал НЛЦ СУА отображается на табло блока ОР-11М1.

2.5.4. Органы управления, контроля, сигнализации и признаки нормальной работы

В процессе боевой работы СРП выполняет все операции автоматически и не требует вмешательства оператора. Для проведения работ по проверке технического состояния СРП служат органы управления, размещенные на передней панели блока ОР-11М1. Сигнальные лампы, входящие в блок, позволяют визуально наблюдать поступление основных релейных сигналов в СРП, переключение режимов работы СРП, выработку основных релейных сигналов в СРП. Два микроамперметра совместно с переключателями КОНТРОЛЬ СРП, ПРЕДЕЛЫ ИЗМ. I (II), РУ I (II), каналами БАЛАНС и клеммами u_1, u_2 обеспечивают возможность проверки напряжений в различных точках СРП.

В электронных блоках СРП (ОР-12М1, ОР-13М1, ОР-22М1) имеются блоки сигнализации и резервирования, позволяющие осуществлять постоянный контроль исправности операционных усилителей, расположенных в соответствующих блоках, а при необходимости резервирование одного из неисправных операционных усилителей без его изъятия.

При исправной работе СРП 9С456М3 не должно гореть табло ОТКАЗ СРП на панели блока ОО04-11М1.

2.6. СТАНЦИЯ ПЕРЕДАЧИ КОМАНД

2.6.1. Назначение, тактико-технические характеристики, состав и размещение основных систем

Станция передачи команд предназначена для преобразования, кодирования и передачи на борт ракеты непрерывных и разовых команд управления ракетой и импульсов запроса бортового ответчика.

Станцией передаются следующие команды и сигналы:

К1, К2 — непрерывные команды управления рулями ракеты;

К3 — разовая команда на включение передатчика радиовзрывателя;

К4 — резервная разовая команда на выключение передатчика радиовзрывателя, которая в настоящее время не используется;

импульсные сигналы запроса ответчика ракеты;

опорные сигналы такта, необходимые для определения уровня команд в блоке радиоуправления ракетой.

Основные тактико-технические характеристики СПК

СПК двухканальная, что позволяет одновременно управлять двумя ракетами.

Ширина диаграммы направленности антенны СПК:

широкого луча	1-66—3-17 д. у.
среднего луча	0-30—0-40 д. у.
Импульсная мощность передатчика	100 кВт
Длительность импульса передатчика	0,75 мкс
Число литерных частот	8

В состав СПК входят следующие системы и блоки:

1. Шифратор ОК82-2М.
2. Передающая система ОК23-01М (I канал) и ОК23-02М (II канал).
3. Система АПЧМ.
4. Антенно-волноводная система.
5. Блоки электропитания.

Аппаратура СПК размещается в антенно-пусковом устройстве ОО04-20М1 (АВС, передающая система и система АПЧМ) и в операторском отсеке (шифратор и блок питания шифратора — в стойке СП-1М1; распределительное устройство ОО91-17М — в стойке СП-2М1).

2.6.2. Структурная схема

СПК является наземной частью радиолинии управления ракетой. Ввиду идентичности каналов СПК-I и СПК-II ниже рассматривается работа по структурной схеме только первого канала (рис. 2.55).

На шифратор с частотой запросных импульсов подаются импульсы запуска из блока ОС81-9М и путем кратного деления (в канале деления) вырабатываются опорные импульсы, которые подаются для запуска преобразователей команд К1 и К2. Команды управления ракетой, вырабатываемые в СРП в виде медленно меняющихся напряжений постоянного тока, подаются на вход шифратора (на преобразователи команд). В шифраторе значения этих напряжений сравниваются с мгновенным значением вспомогательного линейно нарастающего напряжения, вырабатываемого преобразователями команд. Сравнение происходит в схе-

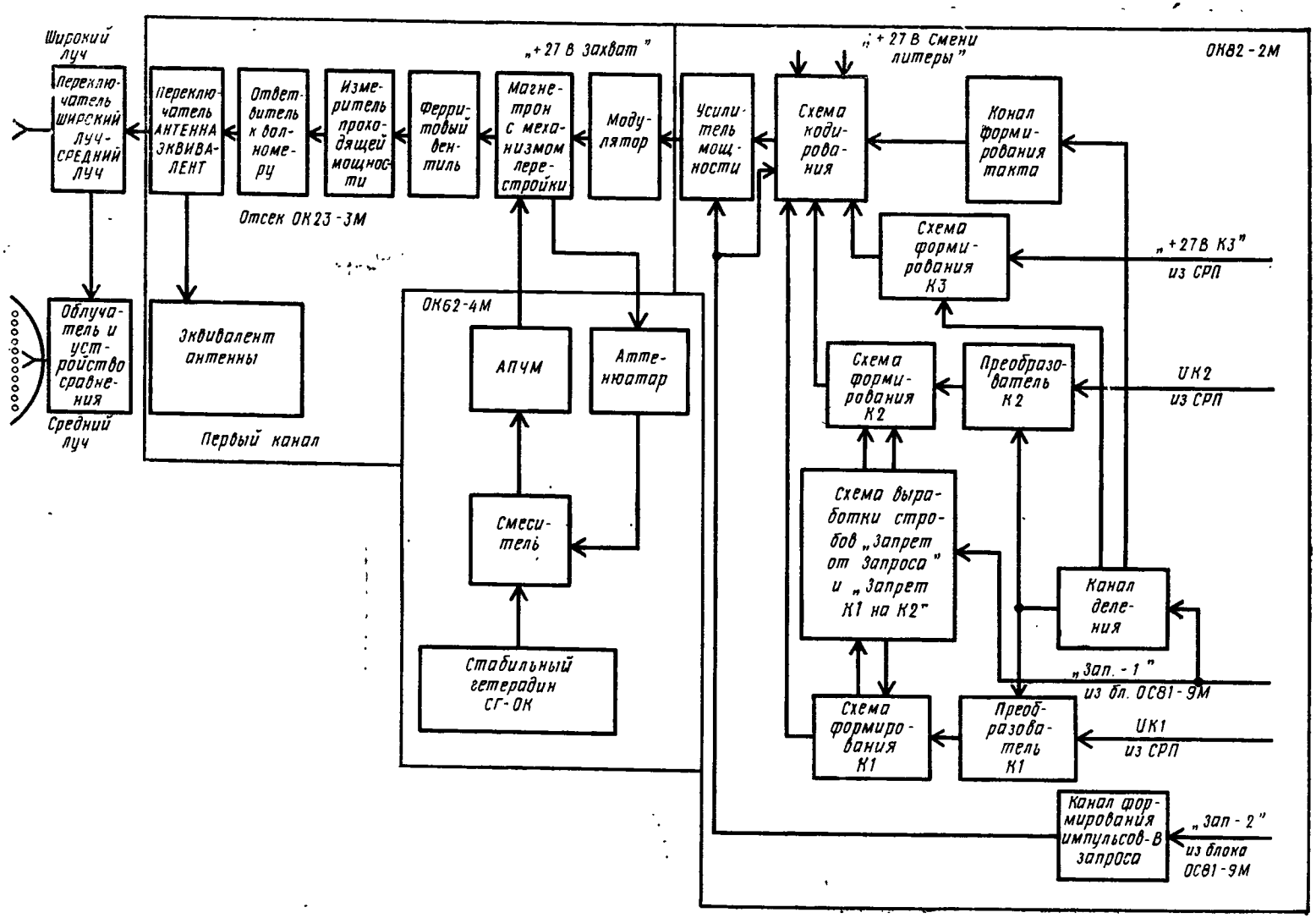


Рис. 2.55. Структурная схема СПК

мах преобразования К1 и К2 синхронно с частотой следования опорных импульсов. В момент равенства этих напряжений схемы преобразования К1 и К2 формируют запускающие импульсы для формирования стробов команд К1 и К2, которые подаются на схему кодирования. Для каждой команды формируется своя кодовая группа.

Команда К3 из СРП подается на вход шифратора в виде релейной команды «+27 В К3». В схеме формирования К3 формируются длительность пачки команд К3 и частота следования импульсов внутри пачки, после чего импульсы К3 подаются на схемы кодирования.

В шифраторе вырабатываются также тактовые импульсы и импульсы запроса. Импульсы запроса не кодируются, тактовые импульсы кодируются трехимпульсным кодом (аналогично командам К1, К2, К3). Параметрами кода являются временные интервалы между импульсами кодовой тройки.

С выхода шифратора кодовые группы импульсов такта, команд, а также импульсы запроса подаются на вход модулятора передающей системы СПК. Модулятор формирует импульсы по длительности и усиливает их до уровня, необходимого для управления магнетронным генератором. Магнетронный генератор передатчика настроен на литерную частоту, которая соответствует литерной частоте приемной системы ракеты данного канала. Высоковольтное напряжение передатчика СПК включается автоматически по команде «+27 В Внимание» из СРП или при нажатии кнопки БОРТ СПК ВКЛ. на передней панели блока ОО04-11М1. С выхода магнетронного генератора мощные радиоимпульсы через ферритовый вентиль, измеритель проходящей мощности, направленный ответвитель к волномеру и переключатель АНТЕННА — ЭКВИВАЛЕНТ поступают на поглощающую нагрузку эквивалента антенны.

Часть высокочастотной энергии магнетрона ответвляется на систему АПЧМ. Система АПЧМ осуществляет захват сигнала с частотой магнетрона и переходит в режим АПЧМ, о чем сигнализирует загорание лампочки на пульте командира (блок ОО04-11М1) ЗАХВ. АПЧ-I. В дальнейшем автоматически удерживается литерное значение частоты магнетрона.

По команде «+27 В Пуск» происходит переключение передатчика с эквивалента на антенну. Радиоимпульсы запроса, такта и команд управления через переключатель АНТЕННА — ЭКВИВАЛЕНТ, вращающиеся соединения по ε и β, переключатель ШИРОКИЙ ЛУЧ — СРЕДНИЙ ЛУЧ подаются в антенну широкого или среднего луча.

Чтобы исключить прохождение команд управления на автопилот ракеты на начальном участке полета, группа импульсов такта излучается ложным кодом (в тройке импульсов отсутствует второй импульс). На этом участке осуществляется только запрос ответчика ракеты. Через 0,8 с после схода ракеты по команде «+27 В Сход задерж.» снимается ложный код. К этому времени

ракета попадает в диаграмму направленности антенны широкого луча. Начинается управление ракетой по угловым координатам.

После взятия ответного сигнала ракеты на автосопровождение по дальности по команде «+27 В Автозахват» происходит переключение на антенну среднего луча. При этом загорается соответствующее табло на пульте командира.

СПК-I и СПК-II могут работать совместно, при этом может осуществляться управление одновременно двумя ракетами. При неисправности одного из ракетных каналов может осуществляться работа только с СПК-I или СПК-II. Выбор исправного канала производится переключателем КАНАЛЫ на пульте командира. При работе одним каналом высокое напряжение другого канала не включается. Предусмотрена возможность в случае неисправности одного из каналов управления одним каналом ракетами другого канала.

В режиме ФК СПК работает так же, как и в БР, только передатчики работают на эквивалент. В режиме РР возможно переключение на антенну среднего луча при установке переключателя ШИР. — СР. Л. на пульте командира в положение СР. Л.

2.6.3. Устройство основных систем

Шифратор (блок ОК82-2М) предназначен для преобразования медленно меняющихся напряжений команд управления полетом ракеты К1 и К2, релейной команды управления радиовзрывателем К3 в кодированные импульсные последовательности, формирования и кодирования опорных сигналов такта, а также для формирования импульсов запроса бортового радиоответчика.

Шифратор выполнен на микромодулях в виде двух независимых идентичных каналов. Двухканальное построение шифратора обусловлено необходимостью одновременного управления двумя ракетами.

В состав каждого канала шифратора входят следующие каналы и устройства (рис. 2.55): канал формирования импульсов запроса; канал формирования импульсов такта; канал деления частоты повторения; преобразователи команд К1 и К2; схемы формирования стробов команд К1, К2, К3; канал формирования строба запрета от запроса и строба запрета К1 на К2; схема кодирования команд и такта; усилитель мощности.

Для синхронизации работы шифратора на его входы из блока ОС81-9М подаются импульсы «Запуск-1» и «Запуск-2», задержанные в блоке ОС81-9М друг относительно друга на 33,5 мкс. Задержка необходима для предотвращения образования ложных кодовых комбинаций при формировании команд.

Частота следования импульсов запуска $F_з = F_п/4$, где $F_п$ — частота повторения импульсов запуска ССЦ.

Для передачи команд управления на ракету используется радиолиния с временной импульсной модуляцией передаваемых команд. Суть метода передачи величины и знака каждой команды

управления состоит в следующем. На передающем конце радиолинии, в шифраторе, формируются тактовые интервалы, а команды управления преобразуются в импульсы «тройки» (каждая кодированная импульсная последовательность состоит из трех импульсов — «троек»), расположенные внутри этих тактовых интервалов. Причем положительные команды расположены справа от середины тактового интервала, отрицательные — слева. Чем больше величина команды, тем дальше она отстает от середины тактового интервала. Для передачи команд управления используется 80% тактового интервала.

Напряжения управления командами поступают из СРП и представляют собой: для команд К1 и К2 — постоянные напряжения, изменяющиеся в пределах от —30 до +30 В; для команды К3 — перепад напряжений +27 В.

Частота следования тактовых импульсов и импульсов команд К1 и К2

$$F_т = F_{к1} = F_{к2} = F_з/12.$$

Команда К3 является командой разового действия и представляет собой пачку кодированных «троек» (19 «троек»).

Ввиду идентичности каналов шифратора ниже будет рассмотрена работа по структурной схеме первого канала (рис. 2.55). Пользуясь осциллограммами, приведенными на рис. 2.56, рассмотрим формирование импульсов запроса, такта и команд управления ракетой.

Импульсы «Запуск-2», поступающие на шифратор с блока ОС81-9М (рис. 2.56, *б*), запускают генератор импульсов запроса, который формирует импульсы запроса (рис. 2.56, *в*), которые через соответствующие каскады подаются на запуск усилителя мощности (выходного каскада шифратора). В этом каскаде из импульсов команд формируются выходные импульсы амплитудой 45—50 В и длительностью 0,4—0,6 мкс, которые подаются для запуска передающей системы СПК.

Строб такта формируется из импульса «Запуск-1» (рис. 2.56, *а*) путем деления частоты следования запросных импульсов на 12 в канале деления частоты (осциллограммы, поясняющие работу канала деления частоты, представлены на рис. 2.56, *г*, *е*, *з*). С выхода делителя импульсы с частотой $F_з/12$ подаются на генератор строба такта, который формирует строб такта отрицательной полярности длительностью 70 мкс (рис. 2.56, *и*). Строб такта служит для формирования вторых и третьих импульсов такта в селекторах схемы кодирования.

Строб «Запрет от запроса» формируется из импульса «Запуск-1». Генератор строба запрета формирует импульс положительной полярности длительностью 70 мкс, который подается в схемы формирования К1 и К2 для запрета команд при приближении их к запросному импульсу ближе чем на 30 мкс. Если импульс команды приблизится к импульсу запроса ближе чем на 30 мкс, то он запоминается и формирование его осуществляется

после окончания строба «Запрет от запроса». Это необходимо для исключения возможности образования «ложных» кодовых комбинаций между импульсами запроса и командами управления ракетой.

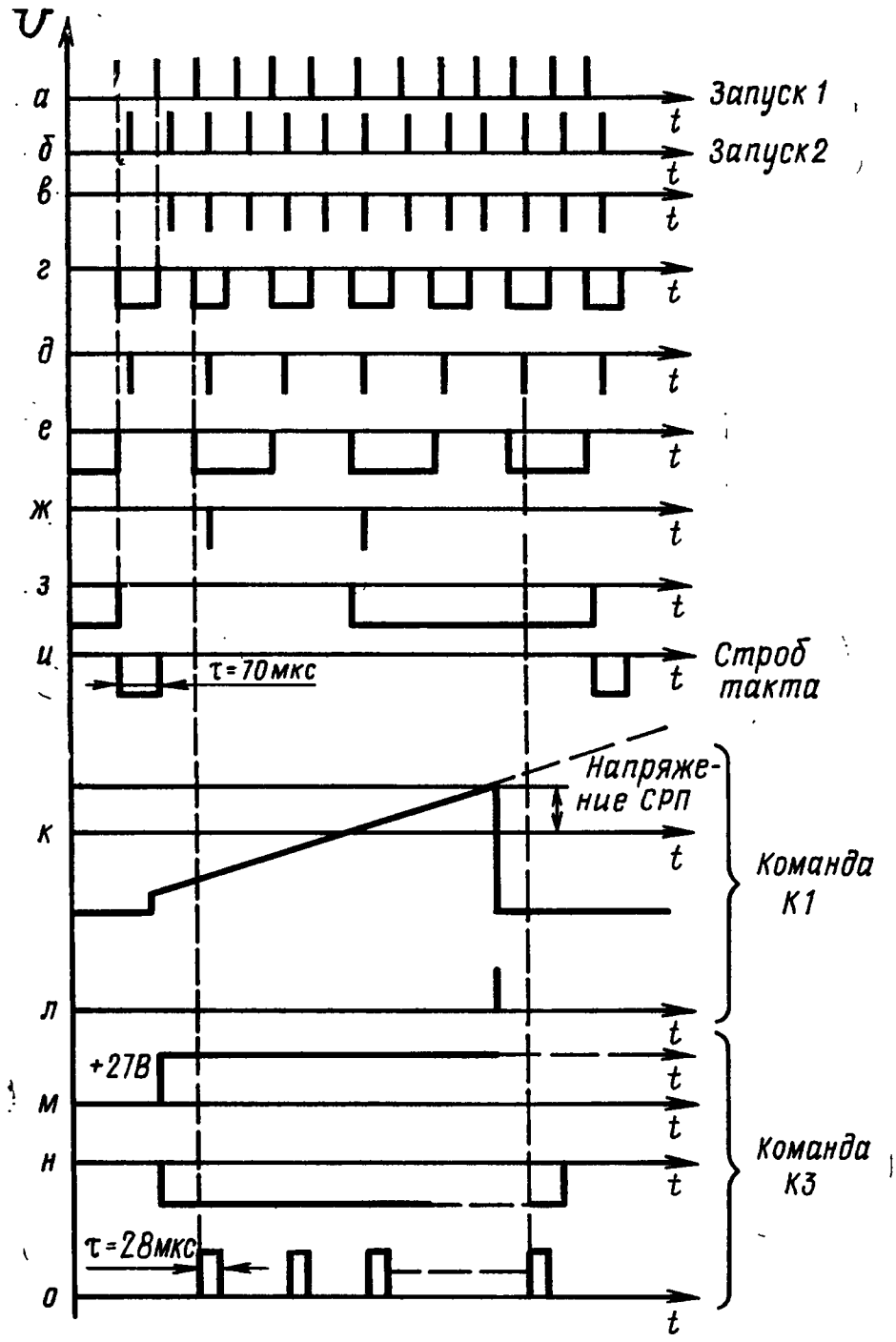


Рис. 2.56. Осциллограммы, поясняющие работу шифратора

Команда К1 формируется в преобразователе команды К1, где напряжения, поступающие из СРП (напряжения команд управления ракетой), преобразуются в задержку импульсов относительно импульсов такта. Для этого панель формирует линейно нарастающее напряжение. Преобразователь команды К1 запускается им-

пульсом положительной полярности, поступающим с канала деления частоты, и вырабатывает линейно нарастающее напряжение. В момент сравнения линейно нарастающего напряжения и управляющего напряжения из СРП (рис. 2.56, *к*) в преобразователе команды формируется импульс, который запускает выходной каскад преобразователя, а также подготавливает преобразователь к приходу следующего импульса запуска. Импульс с выхода панели преобразования (рис. 2.56, *л*) является запускающим для формирования строба и импульсов команды К1. При отсутствии строба «Запрет от запроса» импульс с выхода преобразователя команды К1 запускает генератор импульсов команды К1, а также генератор строба К1. Импульс команды К1 с выхода генератора импульсов К1 в качестве первого импульса команды К1 поступает на кодирующие линии задержки схемы кодирования. Генератор строба К1 вырабатывает стробы длительностью 28 мкс, которые подаются для стробирования селекторов 2-го и 3-го импульсов команды К1 схемы кодирования.

Команда К2 формируется в преобразователе команды К2 аналогично команде К1. В отличие от схемы формирования стробов К1 в канале формирования стробов К2 дополнительно предусмотрен запрет формирования стробов К2 от К1. Строб «Запрет К1 на К2» необходим для обеспечения сдвига между командами К2 и К1 при их взаимном сближении, чтобы исключить возможность образования ложных «троек» команд и сбоев в передаче и приеме команд управления.

На схему формирования строба К3 из СРП подается разовая команда «+27 В К3» (рис. 2.56, *м*). По этой команде вырабатывается строб (рис. 2.56, *н*), длительность которого обеспечивает выработку стробов команды К3 генератором стробов К3, которая подается на вход селектора. На второй вход селектора подается последовательность импульсов с выхода канала деления с частотой $F_з/2$ (рис. 2.56, *д*). На выходе схемы формирования К3 формируются 19 стробов длительностью 28 мкс (рис. 2.56, *о*), которые подаются в схему кодирования.

Схема кодирования осуществляет кодирование импульсов такта и команд К1, К2 и К3. Закодированная команда снимается с выхода шифратора в виде «троек» импульсов. Кодом являются временные интервалы между импульсами «тройки». В кодовых группах такта и команды К3 первый импульс «тройки» является запросным. Каждая команда и такт имеют свой временной код, причем при смене литеры происходит изменение кода одного канала на код другого канала.

Питание шифратора осуществляется от блока ОО92-9М.

Регулировочных элементов в блоке нет. В ходе эксплуатации никаких регулировок производить не нужно. На передней панели блока расположены разъемы с контрольными гнездами I и II каналов.

Передающая система СПК предназначена для нормирования по длительности и генерирования мощных высокочастотных им-

пульсов запроса, такта и команд в соответствии с программой их следования, определяемой импульсами шифратора.

В состав СПК входят две одинаковые передающие системы СПК-I и СПК-II. В каждую систему входят следующие основные блоки: модулятор с подмодулятором (блок ОК23-2М для СПК-1 и блок ОК23-5М для СПК-II); высоковольтный блок питания ОК91-13М; блок питания ОК91-14М; магнетронный генератор; распределительное устройство, общее для обеих систем, — блок ОО91-17М; элементы цепей управления, контроля и сигнализации, размещенные в блоках передающих систем, в блоках ОО04-11М1, ОО96-9М1, ОО62-6М1.

Принцип действия передающей системы СПК аналогичен рассмотренному для передающей системы СОЦ. При включении аппаратуры БМ схема управления обеспечивает прогрев катодов ламп подмодулятора, модулятора и магнетрона в течение 3 мин. Через 3 мин накальное напряжение магнетрона снижается. Осуществляется «дежурный» режим накала, при котором температура катода магнетрона поддерживается постоянной. Импульсы запуска с шифратора (рис. 2.55) подаются на подмодулятор, где они усиливаются до 1 кВ и нормируются по длительности. Модулятор, собранный по схеме с частичным разрядом, формирует отрицательные импульсы амплитудой порядка 18 кВ и длительностью, заданной подмодулятором. Эти импульсы подаются на катод магнетронного генератора. В качестве генератора используется перестраиваемый пакетированный импульсный магнетрон МИ-241. Магнетронный генератор вырабатывает мощные импульсы энергии сверхвысокой частоты, которые подаются в АВС. Блок питания ОК91-14М выдает напряжения для питания подмодулятора и цепей смещения модулятора. Блок ОК91-13М служит для питания анодных цепей модулятора напряжением +18 кВ.

Передающая система СПК-I размещена в отсеке ОК23-3М азимутального блока АПУ (справа), передающая система СПК-II — в отсеке ОК23-6М азимутального блока АПУ (слева).

Система автоматической подстройки частоты магнетронов СПК предназначена для автоматического удержания частот магнетронов СПК-I и СПК-II в допустимых относительно литерных частот пределах, а также взаимной перестройки частот передатчиков СПК-I и СПК-II при смене литеры. Для обеспечения надежного захвата частот при включении и перестройке в системе предусмотрен режим поиска частоты.

В состав двухканальной системы АПЧМ входят (рис. 2.57): стабильный гетеродин СГ-ОК (в блоке ОК62-4М); смеситель (в блоке ОК62-4М); линейка АПЧМ со схемой захвата в блоке ОК62-4М; сервоусилитель; механизм перестройки М; двухканальная панель управления АПЧ-АМ; органы управления и сигнализации на пульте командира (блок ОО04-11М1).

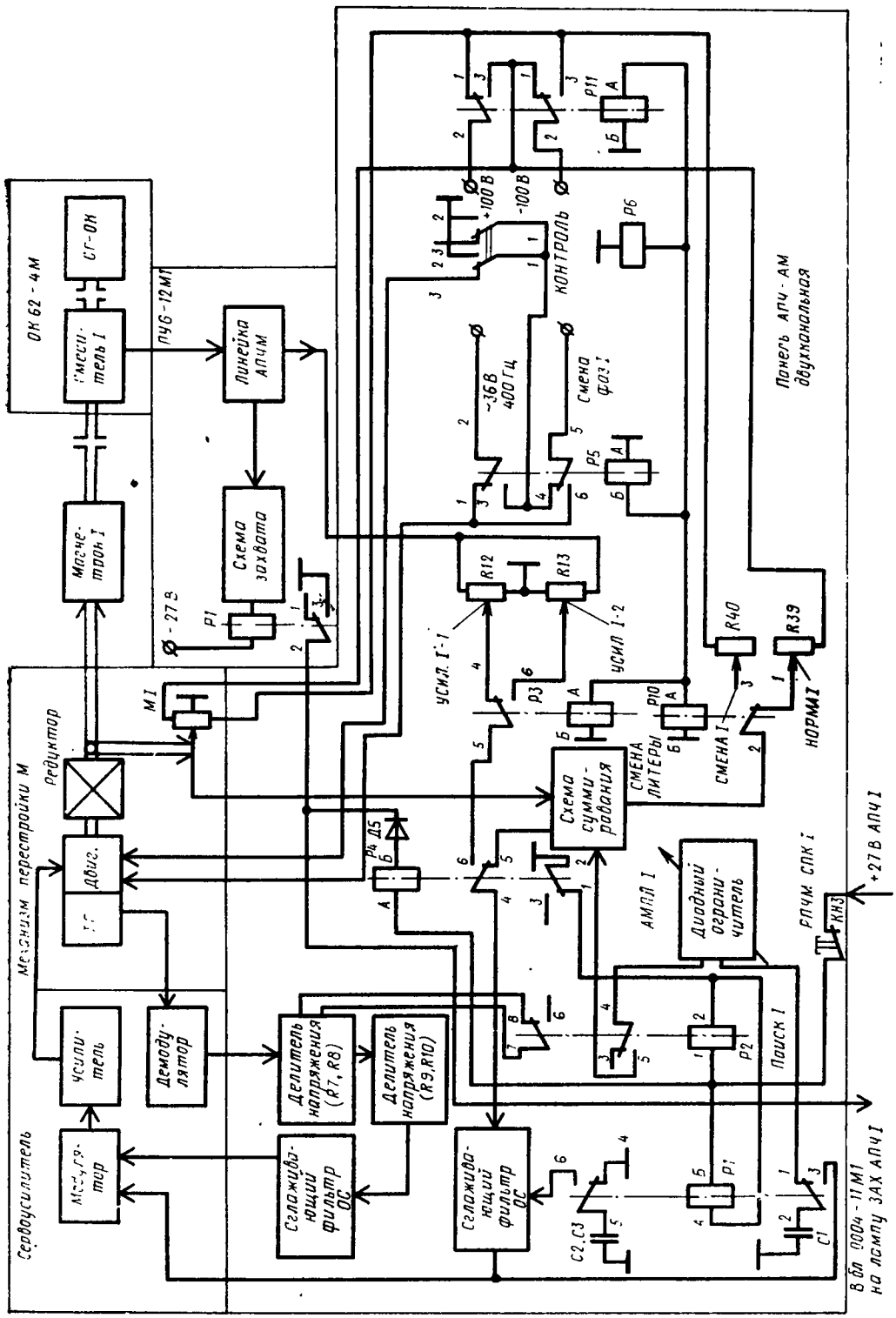


Рис. 2.57. Функциональная схема системы АПЧМ СПК

Технические характеристики системы

Полоса захвата	±15 МГц
Полоса поиска	±35 МГц
Частота поиска	1 Гц

Режимы работы: автоматическая подстройка частоты (АПЧМ); ручная подстройка частоты (РПЧМ); поиск; смена литеры.

В системе АПЧМ используется стабильный гетеродин, общий для обоих каналов, который обеспечивает стабильность частот передатчиков СПК-I и СПК-II в пределах полосы входных фильтров приемников ракет. Передатчики СПК-I и СПК-II настроены на частоты, зеркальные относительно частоты стабильного гетеродина.

Функциональная схема АПЧМ представлена на рис. 2.57.

Ниже рассматривается работа системы АПЧМ СПК первого канала (работа второго канала аналогична).

На смеситель АПЧМ подается часть мощности передатчика и сигнал с частотой стабильного гетеродина. Сигнал разностной частоты подается на линейку АПЧМ. Линейка АПЧМ (узел ПУ6-12М1) предназначен для усиления напряжения промежуточной частоты и преобразования частотных изменений данного напряжения в сигнал ошибки в виде напряжения постоянного тока. Дискриминатор линейки АПЧМ настроен на частоту 73 МГц. С выхода линейки АПЧМ снимается напряжение сигнала ошибки, пропорциональное отклонению разностной частоты от 73 МГц (т. е. отклонению частоты магнетрона от литерного значения).

В нормальном режиме работы переключатель СМЕНА ЛИТ. на блоке ОО04-11М1 находится в положении НОРМ. Режим АПЧМ осуществляется при включении высокого напряжения передатчика СПК-I, при этом напряжение «+27 В АПЧ-I» подается на реле Р4 панели АПЧ-АМ, которое после срабатывания реле Р1 схемы захвата в линейке ПУ6-12М1 (при наличии сигнала ошибки на выходе линейки АПЧМ) включается. Одновременно на блоке ОО04-11М1 загорается лампа ЗАХ. АПЧ-I. Напряжение сигнала ошибки с выхода линейки АПЧМ подается на панель АПЧ-АМ, где происходят нормирование по величине и сглаживание напряжения сигнала ошибки. Это напряжение сигнала ошибки усиливается в сервоусилителе, преобразуется в напряжение переменного тока и в качестве управляющего подается на исполнительный двигатель механизма М. Механизм перемещает шток магнетрона так, что частота его колебаний изменяется и становится равной литерной частоте в допустимых пределах. При этом разностная частота приближается к промежуточной частоте линейки АПЧМ и сигнал ошибки на выходе линейки уменьшается до допустимой величины. Для обеспечения устойчивости системы она охвачена отрицательной обратной связью. Фильтр обратной связи размещен в панели управления АПЧ-АМ.

Если высокое СПК выключено или занижено, система АПЧМ работает в режиме РПЧМ. Кроме того, в режим РПЧМ систе-

му можно перевести и при включенном высоком напряжении нажатием на кнопку РПЧМ СПК-I на панели АПЧ-АМ. В первом случае режим РПЧМ используется для вывода магнетрона в область захвата АПЧ, во втором — как технологический при настройке системы. В режиме РПЧМ цель питания реле Р4 панели АПЧ-АМ обесточена и сервоусилитель подключается к схеме суммирования. В этом случае образуется потенциометрическая следящая система, состоящая из задающего потенциометра НОРМА I и отрабатывающего потенциометра М, связанного со штоком механизма перестройки магнетрона. При настройке магнетрона на литерную частоту по волномеру потенциометр НОРМА устанавливается в такое положение, чтобы частота магнетрона соответствовала литерной частоте этого канал.

Режим «Поиск» включается в режиме АПЧМ (высокое напряжение СПК включено) при отсутствии сигнала в схеме захвата узла ПУ6-12М1 и необходим для ввода частоты магнетрона в полосу захвата линейки АПЧМ. В режиме поиска реле Р4 обесточено, к схеме суммирования подключается диодный ограничитель (за счет реле Р2). Система становится неустойчивой и «раскачивается» относительно настроенного положения с частотой 1 Гц. Размах «поиска» регулируется потенциометром АМПЛ. I. При этом механизм перестройки перемещает шток магнетрона и изменяет его частоту в пределах ±35 МГц с частотой 1 Гц. Когда разностная частота окажется в пределах полосы захвата линейки АПЧМ, срабатывает схема захвата и система перейдет в режим АПЧМ.

В режиме «Смена литеры» система АПЧМ обеспечивает взаимную смену частот передающих систем СПК-I и СПК-II. Одновременно меняются коды в шифраторах каналов СПК-I и СПК-II. Этот режим используется при выходе из строя одного из каналов СПК для обеспечения работы одного канала с ракетами другого канала. При установке переключателя СМЕНА ЛИТ. на блоке ОО04-11М1 в положение СМЕНА система переходит в режим РПЧМ и к схеме суммирования подключается потенциометр СМЕНА I, который обеспечивает перестройку магнетрона I канала на частоту II канала, после чего система переходит в режим «Поиск». При попадании разностной частоты в полосу захвата система АПЧМ переходит в режим АПЧМ.

Стабилизированный гетеродин с механизмом фиксированной перестройки на литерные частоты и смесители АПЧ конструктивно собраны в узел ОК62-4М. Узел ОК62-4М, линейки АПЧМ I и АПЧМ II, двухканальная панель АПЧМ-АМ и сервоусилители I и II каналов размещены в центральной части азимутального блока АПУ. Механизмы перестройки М размещены с магнетронами в отсеках ОК23-3М и ОК23-6М.

Антенно-волноводная система СПК предназначена:

для передачи высокочастотной энергии от передатчика СПК в антенну широкого луча (на этапе захвата) или в антенну сред-

него луча (на этапе вывода и наведения) и для излучения ее в пространство;

для передачи высокочастотной энергии от передатчика СПК в эквивалент антенны и поглощения ее при скрытной работе (без излучения в пространство).

АВС СПК состоит из двух независимых, принципиально одинаковых антенно-волноводных каналов. Каждый канал АВС СПК совмещен с соответствующей АВС СВР, при этом, как уже отмечалось, обе АВС (СВР и СПК) работают на одну общую антенну среднего луча.

В состав АВС СПК входят следующие блоки и узлы в направлении от магнетрона к антенне (рис. 2.55): ферритовый вентиль — блок ОК73-12 с ответвителем к системе АПЧМ; измеритель проходящей мощности — блок 73-14; ответвитель к волномеру — блок 73-16М-I; переключатель АНТЕННА — ЭКВИВАЛЕНТ АНТЕННЫ — блок 73-17; эквивалент антенны — блок 73-18М; переключатель антенны ШИРОКИЙ ЛУЧ — СРЕДНИЙ ЛУЧ — блок 73-13; антенна широкого луча СПК — рупор; антенна среднего луча. Все функциональные блоки и узлы соединены волноводными переходниками.

АВС СПК имеет следующие электрические характеристики: величина потерь энергии в высокочастотном тракте не более 2 дБ; величина коэффициента стоячей волны на входе АВС не менее 1,25; поляризация вектора Е для антенны широкого луча вертикальная; уровень бокового излучения для обеих антенн не более 0,06 $P_{макс}$. Как уже отмечалось, совмещение антенн среднего луча АВС СПК и СВР осуществляется с помощью высокочастотного развязывающего соединителя. Антенна широкого луча представляет собой рупор, закрытый радиопрозрачной крышкой. Для обеспечения электрической прочности АВС создается избыточное давление сухого воздуха, равное 1,6—2 кгс/см^2. Сухой очищенный воздух подается от системы пневмоподкачки через штуцер в ферритовом вентиле.

2.6.4. Основные органы управления, контроля, сигнализации. Признаки нормальной работы

Антенно-волноводная система. На блоке ОО96-9М1 расположены переключатели АНТЕННА — ЭКВИВАЛЕНТ СПК-I и СПК-II (под крышкой) и сигнальные лампы ЭКВИВАЛЕНТ СПК-I и СПК-II.

Передающая система. Под крышкой блока ОО96-9М1 размещены переключатели выключения накала и вентиляции передатчиков СПК-I и СПК-II, служащие для отключения питания системы при техническом обслуживании и ремонте.

На блоке ОО91-17М расположены: переключатели ТРЕНИРОВКА — РАБОТА СПК-I и СПК-II, предназначенные для снижения высокого напряжения при тренировке магнетронов; лампы НАКАЛ СПК-I и СПК-II, сигнализирующие о включении цепей

накала и вентиляции передатчиков СПК; прибор и переключатель КОНТРОЛЬ НАПР. для проверки напряжений +600 В и +18 кВ СПК-I и СПК-II.

На блоке ОО04-11М1 расположены: кнопки БОРТ СПК ВКЛ. — ОТКЛ. для включения и отключения высокого напряжения СПК; табло ГОТОВ СПК, ВКЛ. ВЫС., сигнализирующие о готовности передающей системы к принятию высокого напряжения и включении высокого напряжения; переключатель КАНАЛЫ для выбора режима работы передающих систем. На блоке АРУ (ОО62-6М1) расположены переключатель ТОК, МОЩНОСТЬ и приборы МОЩНОСТЬ ГЕНЕРАТОРА, ТОК ГЕНЕРАТОРА, служащие для контроля среднего тока и средней мощности магнетрона (в положении СПК-I или СПК-II переключателя).

Система АПЧМ. На блоке ОО04-11М1 расположены: переключатель СМЕНА ЛИТЕРЫ — НОРМА для смены литеры СПК; лампочки ЗАХВ. АПЧ-I, ЗАХВ. АПЧ-II, сигнализирующие о том, что разностная частота между частотой магнетрона и частотой гетеродина находится в пределах полосы захвата системы АПЧМ.

Признаками нормальной работы СПК являются:

1. После нажатия кнопки АППАРАТУРА ВКЛ. на блоке ОО96-9М1 загораются лампы ЭКВИВАЛЕНТ СПК-I и СПК-II. На блоке ОО91-17М горят лампы НАКАЛ СПК-I и СПК-II.

2. Через 3 мин после включения аппаратуры на блоке ОО04-11М1 загораются табло ГОТОВ СПК-I и СПК-II. При нажатии кнопки БОРТ СПК ВКЛ. на пульте командира (или по сигналу «+27 В Внимание» из СРП) загораются табло ВКЛ. ВЫС. СПК-I и СПК-II, а табло ГОТОВ гаснут; загораются лампы ЗАХВ. АПЧ-I и ЗАХВ. АПЧ-II. Показания приборов ТОК, МОЩНОСТЬ ГЕНЕРАТОРА блока ОО62-6М1 при установке переключателя ТОК, МОЩНОСТЬ в положение СПК-I или СПК-II находятся в пределах установленных допусков.

При установке переключателя СМЕНА ЛИТЕРЫ — НОРМА в положение СМЕНА ЛИТЕРЫ (или обратно) лампы ЗАХВ. АПЧ-I и ЗАХВ. АПЧ-II блока ОО04-11М1 должны погаснуть и не более чем через 1 с вновь загореться.

Дополнительная информация об исправности СПК может быть получена при проведении функционального контроля БМ. При оценке признаков нормальной работы СПК расчет должен убедиться, что сигнальные лампы предохранителей блоков питания и распределительных шкафов ОО96-9М1 и ОО96-10М не горят.

2.7. СИСТЕМА СТАРТОВОЙ АВТОМАТИКИ И ПУСКОВОЕ УСТРОЙСТВО 9П35М2

2.7.1. Назначение, технические характеристики, состав и размещение системы стартовой автоматики

Система стартовой автоматики (ССА) предназначена для автоматической подготовки ракет к пуску, проверки готовности и обеспечения пуска ЗУР в заданной последовательности.

Система стартовой автоматики имеет следующие характеристики: обеспечивает одновременную подготовку двух ракет (по одной на канал); время контроля исправности цепей безопасности всех заряженных ракет 0,8 с; время предстартовой подготовки двух ракет 12 с; время дежурства подготовленных ракет 10 мин.

В состав системы стартовой автоматики входят следующие блоки:

Блок ОО04-11М1 обеспечивает управление работой боевой машины, подготовку и пуск ракет, контроль работы стартовой автоматики, управление передатчиками СПК, проведение функционального контроля систем боевой машины и их техническое обслуживание при регламентных работах. Блок расположен в стойке СЛ-2М1.

Блок ОО04-10М1 обеспечивает подачу на ракеты питающих напряжений и команд в соответствии с установленной очередью пуска. Блок расположен в азимутальной части АПУ.

Блок ОО04-13М1 предназначен для обслуживания трех ракет и выдачи управляющих команд в предпусковом и пусковом циклах. Два блока ОО04-13М1 расположены в антенно-пусковом устройстве.

Переключатель и кнопка ОТКАЗ на панели индикации обеспечивают принудительный отказ от ракеты, стоящей на подготовке.

Преобразователь частоты ПЧТ-1,25СТ12А преобразовывает трехфазное напряжение 220 В 400 Гц в трехфазное напряжение 220 В 1000 Гц. Преобразователь расположен в азимутальной части АПУ.

Выпрямитель ВПШ обеспечивает систему стартовой автоматики напряжением ± 27 В. Шесть выпрямителей ВПШ расположены в азимутальной части антенно-пускового устройства.

Индикатор обесточенности представляет собой переносной измерительный прибор, предназначенный для проверки обесточенности электроразъемов пускового устройства перед заряжением ракет.

2.7.2. Структурная схема системы стартовой автоматики

Принцип работы системы стартовой автоматики рассмотрим по структурной схеме рис. 2.58.

Работа системы стартовой автоматики происходит только в режиме «Боевая работа» боевой машины 9А33БМ3 при наличии на пусковом устройстве хотя бы одной исправной ракеты. При установке ракет на пусковом устройстве сигнал «Изделие установлено» с ракеты через блоки ОО04-13М1 и ОО04-10М1 поступает на световое табло 1—I, 2—I, 3—I, 1—II, 2—II, 3—II блока ОО04-11М1, которое индицирует наличие ракет при включении бортовой сети базовой машины. Ракета 9М33М3 дополнительно формирует сигнал «Признак изделия 9М33М3», который индицируется светодиодами 9М33М3 на панели блока ОО04-11М1.

Функционирование системы стартовой автоматики подразделяется на два периода: предпусковой цикл; пусковой цикл. Включе-

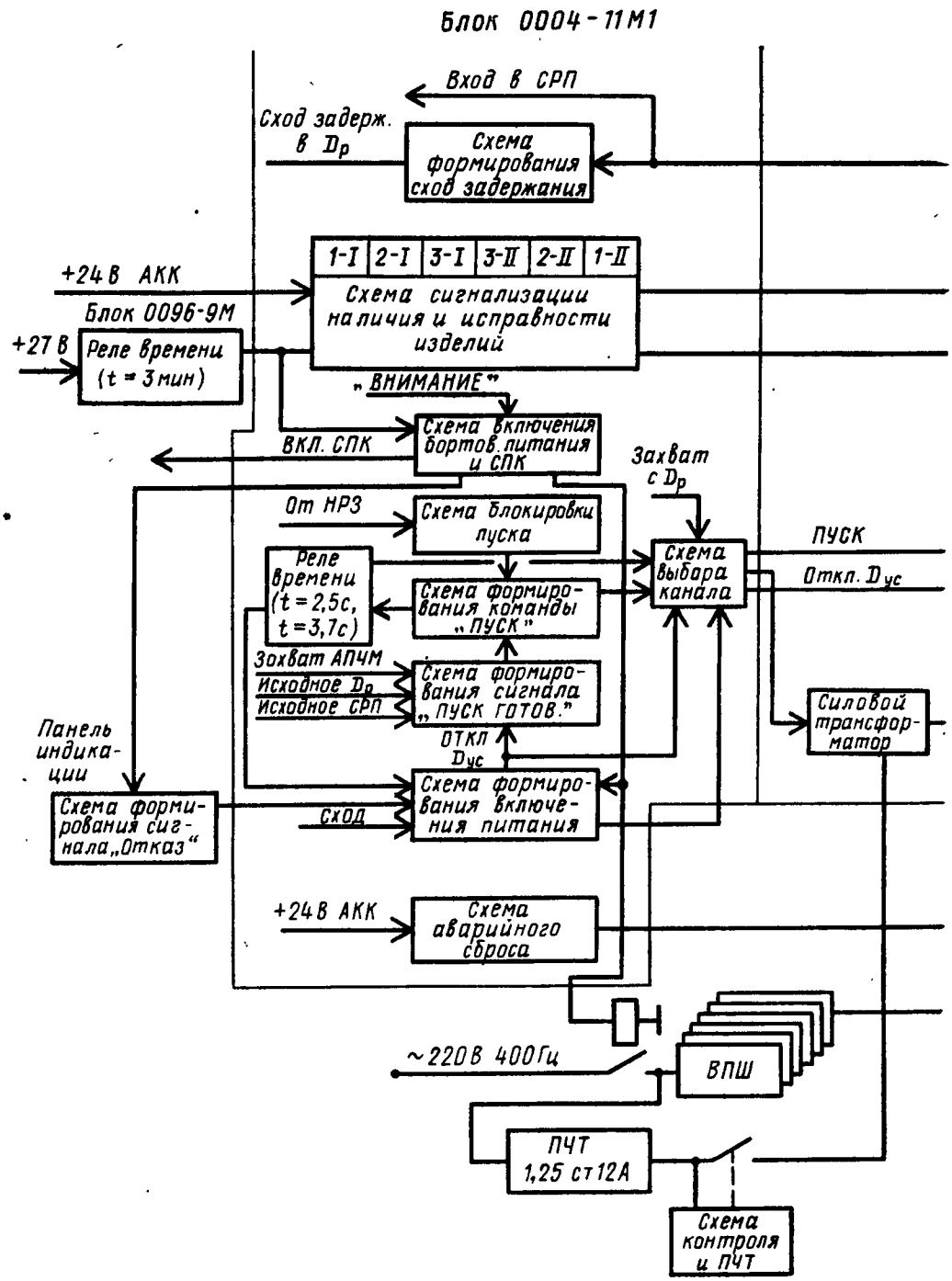
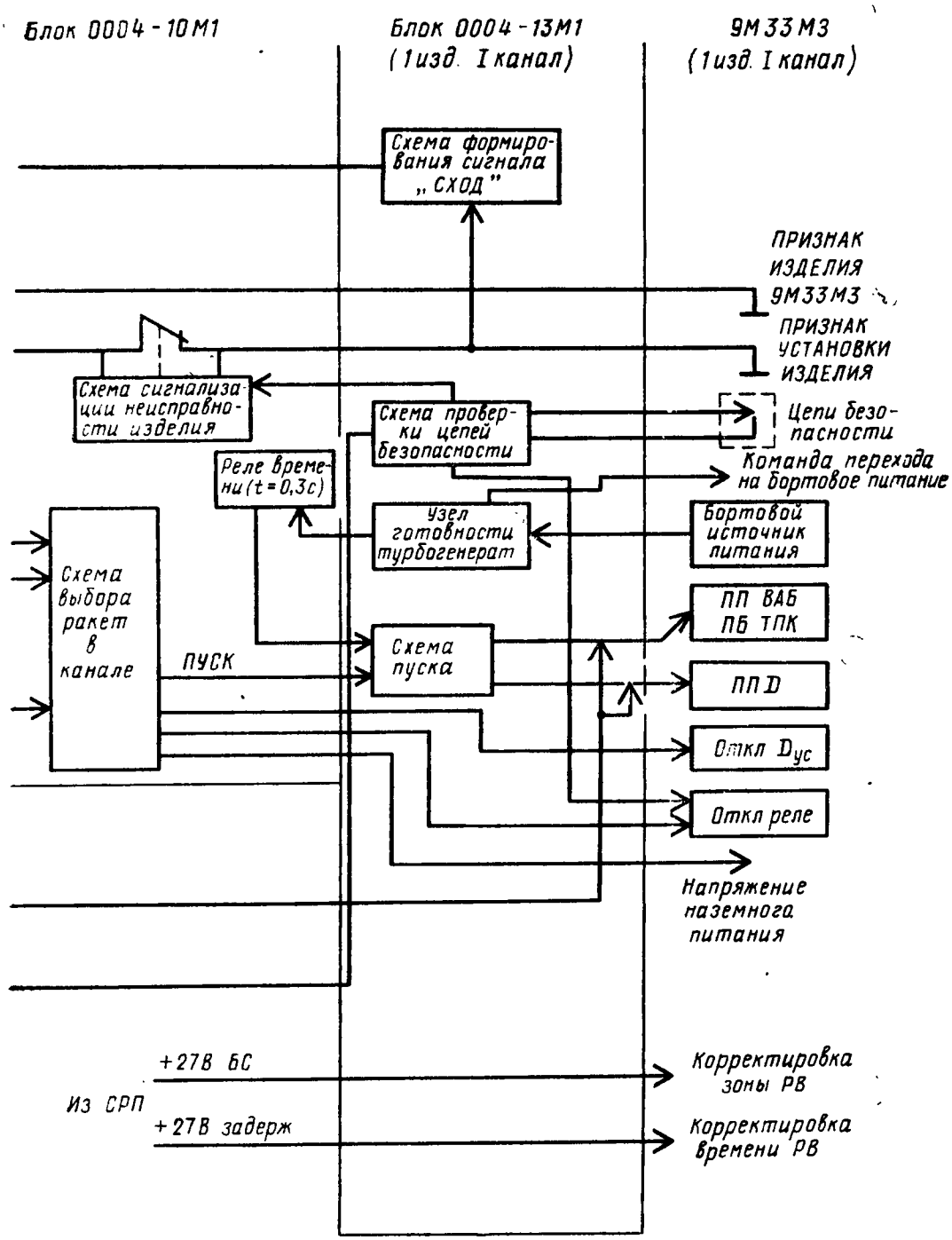


Рис. 2.58. Структурная схема



системы стартовой автоматики

ние предпускового цикла осуществляется автоматически, по сигналу «Внимание», вырабатываемому счетно-решающим прибором. При необходимости предпусковой цикл может быть включен вручную кнопкой БОРТ — СПК ВКЛ.

При включении системы стартовой автоматики напряжение +27 В через 3 мин поступает на контактор блока ОО04-20М1, обеспечивая выдачу напряжения 220 В 400 Гц на шесть выпрямителей ВПШ и включение преобразователя ПЧТ-1,25СТ12А. Кроме того, включается реле времени $t=0{,}8$ с, определяющее время выхода преобразователя частоты на режим. В это же время осуществляется также контроль цепей безопасности всех ракет, установленных на пусковом устройстве. При исправных цепях безопасности сигнал $t=0{,}8$ с не изменяет состояние схемы сигнализации неисправности изделия блока ОО04-10М1. В случае неисправности в цепях безопасности одной или нескольких ракет, установленных на пусковом устройстве, по сигналу $t=0{,}8$ с схема проверки цепей безопасности блока ОО04-13М1 выдает сигнал «Неисправность изделия» на схему сигнализации неисправного изделия блока ОО04-10М1 и отключает цепи выдачи питающих напряжений на неисправную ракету. При этом световое табло неисправной ракеты будет мигать.

По окончании проверки цепей безопасности бортовые потребители ракет отключаются от автономных (бортовых) источников питания и подключаются к наземному источнику питания. После выхода преобразователя частоты на рабочий режим срабатывает схема контроля напряжения ПЧТ и выдает 220 В 1000 Гц на силовой трансформатор. Силовой трансформатор обеспечивает выдачу номинальных и форсированных (повышенных) напряжений. Использование форсированных напряжений сокращает время подготовки ракет.

Одновременно готовятся две ракеты — по одной в канале. Выбор ракеты для подготовки осуществляется схемой выбора в блок ОО04-10М1.

Для выработки сигнала «Пуск готов» необходимо выполнение условий: передатчики СПК должны быть включены и исправны, о чем свидетельствует горение ламп ЗАХВАТ АПЧ-I (II) на панели блока ОО04-11М1; ракетные дальномеры блоков ОК81-4М должны находиться в исходном положении; временные механизмы блока ОР-14М должны быть обнулены; закрыты люки боевой машины; завершена подготовка ракеты.

Загорание табло ПУСК ГОТОВ свидетельствует о готовности системы стартовой автоматики к пуску. Пуск будет невозможен, если горит табло БЛОКИРОВКА ПУСКА на блоке ОО04-11М1, индицирующее о сопровождении своего самолета.

Таким образом, через 12,8 с завершается предпусковой цикл и система стартовой автоматики переходит в режим ожидания пуска.

Пусковой цикл начинается с момента снятия запрета пуска специальным ключом.

Для производства пуска необходимо нажать кнопку ПУСК. При этом в системе стартовой автоматики вырабатываются сигналы на блокировку цепей защиты от перегрузки приводов управления антеннами, передатчиков СПК и ССЦ, отключения первичного питания; запустятся реле времени $t=2{,}5$ с ОТКАЗ для снятия питания с ракеты в случае несхода, $t=3{,}7$ с ПЕРЕХОД на II канал. Переключатель АНТЕННА — ЭКВИВАЛЕНТ передатчиков СПК автоматически переключится на излучение.

После срабатывания переключателя АНТЕННА — ЭКВИВАЛЕНТ команда «Пуск» с блока ОО04-11М1 через блоки ОО04-10М1 и ОО04-13М1 поступает на подрыв пиропатронов ВАБ и пироболтов открытия крышек ТПК. Пиропатрон ВАБ открывает подачу сжатого воздуха к турбогенератору и в рулевые машинки. Турбогенератор выходит на режим. Напряжение с выхода турбогенератора поступает в блок ОО04-13М1 на узел готовности турбогенератора. При достижении на выходе турбогенератора напряжения $t=22{,}5$ В узел готовности выдает на ракету сигналы для перехода бортовых потребителей на бортовое питание и разарретирование гироскопа автопилота. Запускается реле $t=0{,}3$ с для задержки выдачи сигнала на подрыв пиропатронов двигателя. Задержка на $t=0{,}3$ с необходима для обнуления автопилота после перехода на автономное питание. При получении с ракеты сигнала о разарретировании гироскопа на пиропатроны двигателя подается напряжение +27 В. Двигатель ракеты выходит на режим, ракета стартует. При выходе ракеты из ТПК разрывается цепь ИЗДЕЛИЕ УСТАНОВЛЕНО. Это обеспечивает формирование сигнала «Сход» для запуска временного механизма СРП и запуска реле $t=0{,}8$ с для выработки сигнала «Сход задержанный». При поступлении сигнала «Сход» в блок ОО04-11М1 табло ПУСК ГОТОВ гаснет и включается форсированное питание на очередную ракету в данном канале. После захвата ракеты на автоматическое сопровождение, но не позднее чем через 3,7 с срабатывает схема перехода на другой канал. При этом загорается табло ПУСК ГОТОВ, пусковой цикл может быть повторен.

В аварийной ситуации на боевой машине предусмотрен аварийный сброс ракет. При аварийном пуске напряжение +24 В от аккумуляторов поступит на выбранную ракету для подрыва пироболтов транспортно-пускового контейнера и пиропатронов двигателя ракеты. Ракета стартует с застопоренными рулями и совершает полет с набором высоты в течение 24—27 с до момента срабатывания самоликвидатора ракеты.

2.7.3. Органы управления, контроля, сигнализации и признаки нормальной работы

Органы управления системой стартовой автоматики расположены на передней панели блока ОО04-11М1 и панели индикации.

На панели блока ОО04-11М1 расположен переключатель РОД РАБОТЫ, определяющий режим работы боевой машины. Система стартовой автоматики функционирует только в режиме БР (бое-

вая работа). Для контроля включения режима БР служит световое табло БР. Переключатель КАНАЛЫ обеспечивает выбор рабочего канала. Две кнопки БОРТ — СПК ВКЛ., ОТКЛ. обеспечивают управление системой стартовой автоматики и передатчиков СПК при отсутствии сигнала «Внимание». Кнопка ПУСК предназначена для производства пуска ракеты. Замок ЗАПРЕТ ПУСКА предназначен для исключения несанкционированного пуска. Кнопка АВАРИЙНЫЙ ПУСК предназначена для аварийного сброса ракет. Световые табло АВАРИЙНЫЙ ПУСК ОБЕСТОЧЕН, АВАРИЙНЫЙ ПУСК ГОТОВ предназначены для контроля цепей аварийного пуска. Переключатель ИЗДЕЛИЯ предназначен для выбора ракеты в режиме аварийного пуска. Световые табло 1—I, 2—I, 3—I, 1—II, 2—II, 3—II предназначены для индикации наличия и исправности ракет на пусковом устройстве. Светодиоды 9М33М3 предназначены для индикации признака ракет 9М33М3. Световое табло ПУСК ГОТОВ свидетельствует о завершении предстартового цикла работы системы стартовой автоматики. Переключатель и лампа БЛОКИРОВКА ПУСКА предназначены для включения системы автоматического опознавания цели и индикации сопровождения своего самолета. Кроме того, на передней панели блока ОО04-11М1 имеются органы управления, обеспечивающие управление работой и контролем боевой машины. На панели индикации расположены переключатель и кнопка ОТКАЗ для принудительного отказа от ракеты, стоящей на подготовке.

Для проверки функционирования системы стартовой автоматики в составе машины технического обслуживания 9В210БМ3 имеется стенд проверки функционирования СПФ-1М, находящийся в МТО 9В210М3.

2.7.4. Пусковое устройство 9П35М2

Пусковое устройство 9П35М2 предназначено для размещения, крепления, транспортирования и пуска ракеты 9М33М3 или 9М33М2.

Пусковое устройство является составной частью антенно-пускового устройства (АПУ) и состоит из левой и правой платформ.

Пусковое устройство имеет следующие характеристики:

максимальное количество одновременно перевозимых ракет 6 шт.;

общая масса пускового устройства 240 кг;

габаритные размеры платформы 1700×1180×670 мм.

2.8. АППАРАТУРА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ

2.8.1. Назначение, технические характеристики, состав и размещение на БМ

Аппаратура функционального контроля предназначена для проверки основных параметров аппаратуры БМ, характеризующих ее исправность.

Функциональный контроль позволяет проверять следующие основные параметры систем.

1. В приемных устройствах — коэффициент шума канала СОЦ, основных и дополнительных каналов ССЦ; прохождение имитируемых сигналов промежуточной частоты цели и ракеты через все каналы в штатном режиме и через каналы цели (СОЦ, ССЦ) в режиме СДЦ; степень компенсации пассивной помехи приемных систем ССЦ и СОЦ.

2. В приемных устройствах совместно с системой ВСО — фазу и масштабы сигналов ошибок в каналах цели в штатном режиме и режиме СДЦ, в каналах ракеты в режимах вывода и наведения; степень компенсации ответной угловой помехи.

3. В системе угловой автоматики — отработку заданных значений углов антенн ССЦ и СВР при решении статической задачи СРП.

4. В системе шифраторов каналов I и II — правильную расстановку кодов и прохождение команд К1, К2, К3; масштабы и нули команд К1, К2.

5. В системе дальности цели и ракеты — оценку надежности захвата и автосопровождения имитируемой цели (в штатном режиме и режиме СДЦ) и имитируемой ракеты, формируемую АФК.

6. В счетно-решающем приборе — правильность решения статической задачи СРП; переходные характеристики блоков СВК и дифференцирующе-сглаживающих устройств СРП; правильную выработку напряжений команд К1 и К2.

7. В системе стабилизации антенны СОЦ — правильное функционирование при решении статической задачи.

8. В передающих устройствах — мощность передающих устройств и токи магнетронов СОЦ, ССЦ, СПК-I, СПК-II.

Аппаратура функционального контроля состоит из блока управления ФК (ОО04-12М) и блока контрольных сигналов ФК (ОО04-14М); датчиков эталонных сигналов, расположенных в СУА, СРП, системе синхронизации, системе стабилизации и других системах БМ; блоков питания. Блоки ОО04-12М и ОО04-14М размещены соответственно в стойках СЛ-1М1 и СЛ-2М1. В качестве блоков питания используются блоки питания СИД.

2.8.2. Структурная схема

Для обеспечения контроля перечисленных выше параметров аппаратуры БМ система ФК вырабатывает следующие сигналы:

калиброванный сигнал шума, подаваемый на вход ЛБВ приемника СОЦ;

калиброванный сигнал шума, подаваемый на вход ЛБВ основного и дополнительного приемных каналов ССЦ;

радиоимпульсы промежуточной частоты, модулированные калиброванным сигналом ошибки на частоте ГОН, имитирующие

сигналы цели и ракеты и поступающие на входы ПУПЧ каналов цели и ракеты. Частота следования радиоимпульсов равна частоте следования импульсов запуска ССЦ, а длительность равна длительности реальных импульсов, отраженных от цели, и ответных импульсов ракеты. Импульсы цели и ракеты могут перемещаться по дальности с соответствующей скоростью;

имитированные на промежуточной частоте радиосигналы пассивных помех;

радиосигнал промежуточной частоты для фазирования когерентных гетеродинов СОЦ и ССЦ в режиме СДЦ;

нормированные напряжения постоянного тока для проверки шифраторов. В зависимости от величины этих напряжений СРП, шифраторы и СПК вырабатывают соответствующие команды;

калиброванные величины напряжения постоянного тока, подаваемые на входы ДСУ СВК для проверки переходных характеристик.

Включение АФК осуществляется при установке переключателя РОД РАБОТЫ на блоке ОО04-11М1 в положение ФК. В режиме БР все цепи ФК обесточены.

С помощью АФК проводятся:

динамические испытания СРП;

проверка дальномеров ССЦ и СВР и масштабов пеленгационных характеристик в режимах ШТ и СДЦ;

статические испытания СРП;

проверка прохождения команд;

измерение коэффициента шума приемных систем СОЦ и ССЦ;

контроль НРЗ;

контроль токов и мощности генераторов.

Коммутация контроля соответствующих систем БМ осуществляется с помощью переключателя КОНТРОЛЬ СИСТЕМ блока ОО04-12М.

Структурная схема аппаратуры ФК и связь ее с другими системами БМ приведена на рис. 2.59.

При динамических испытаниях СРП на вход СРП с делителей подаются калиброванные величины постоянного напряжения. По команде с блока ОО04-12М в СРП происходит отработка этих напряжений. Переходной процесс работы систем СРП контролируется по приборам ИП1 и ИП2 блока ОО04-12М. При исправной работе СРП (фильтров СВК) показания ИП1 и ИП2 должны быть в заданных пределах.

При проверке дальномеров и масштабов пеленгационных характеристик контролируются масштабы сигналов ошибок на входе СРП и функционирование дальномеров ССЦ и СВР. Для этого в блоке ОО04-12М формируются подвижные стробы цели, ракеты и неподвижный строб пассивной помехи. Стробы цели, ракеты и пассивной помехи, сформированные в блоке ОО04-12М, подаются в блок ОО04-14М, где они преобразуются в сигналы промежуточной частоты и модулируются

по амплитуде частотой генераторов опорных напряжений цели и ракеты. Полученные подвижные радиоимпульсы цели (в режимах ПП ССЦ, ПП СОЦ — цель совместно с ПП) и ракеты подаются на соответствующие ПУПЧ приемных систем станций СОЦ, ССЦ и СВР. Для приемной системы СОЦ сигналы выдаются только в режиме ПП СОЦ. Кроме того, в блоке ОО04-14М схемой фазирования формируется сигнал промежуточной частоты, необходимый для фазирования когерентного гетеродина СОЦ или ССЦ при проверке масштабов и подавлении пассивной помехи в режиме СДЦ. С соответствующих приемных систем сигналы ошибок цели и ракеты подаются на блоки системы ВСО и далее на усилители-преобразователи блоков управления СУА ССЦ и СУА СВР. Напряжения сигналов ошибок постоянного тока с фазовых коммутаторов блоков ОС52-12М1, ОС52-14М2 и ОК52-17М подаются в блок ОО04-14М на схему измерения сигналов ошибок. По величине и стабильности во времени показаний приборов оценивается исправность приемных систем, системы ВСО (в штатном режиме и режиме СДЦ для цели и в режиме наведения и вывода для ракеты) и усилителей-преобразователей блоков управления СУА СОСЦ и СВР. Коммутация контрольных сигналов, подключаемых к проверяемым системам, производится на блоке ОО04-14М. По этим же контрольным сигналам производится оценка надежности захвата, автозахвата и автосопровождения дальномеров ССЦ и СВР. Сигналы цели, ракеты и пассивной помехи в соответствующих режимах работы АФК наблюдаются на экранах индикаторов блоков ОП81-16М2 и ОС81-9М. Компенсация пассивной помехи осуществляется с помощью блока ЧПК.

При решении статической задачи в СРП с помощью делителей задаются сигналы ошибок, а с аппаратуры БМ подаются напряжения установок азимутов и углов места цели и ракеты, а также потенциометрические напряжения дальности. По установленным входным данным и воспроизведенным в приборе при помощи делителей напряжения ошибкам слежения и скоростям изменения координат цели СРП в соответствии с формульными зависимостями вырабатываются значения команд управления ракетой по двум каналам и значения параметров зоны поражения. При правильно решенной задаче в блоках ОО04-11М1 и ОР-11М1 должны загореться соответствующие контрольные табло. Стрелочные приборы ИП1 и ИП2, расположенные в СРП (блок ОР-11М1), должны показывать определенный уровень команд К1 и К2. При решении статической задачи кроме СРП проверяется силовая часть систем угловой автоматики цели и ракеты путем автоматического вывода АПУ, антенны ССЦ и антенных колонок СВР.

При проверке прохождения команд в блоке ОО04-12М формируются нормированные напряжения с различными знаками, пропорциональные максимальному уровню команд К1 и К2, а также выдаются нулевые уровни команд К1 и К2, которые подаются в СРП. Через усилители СВК СРП нормиро-

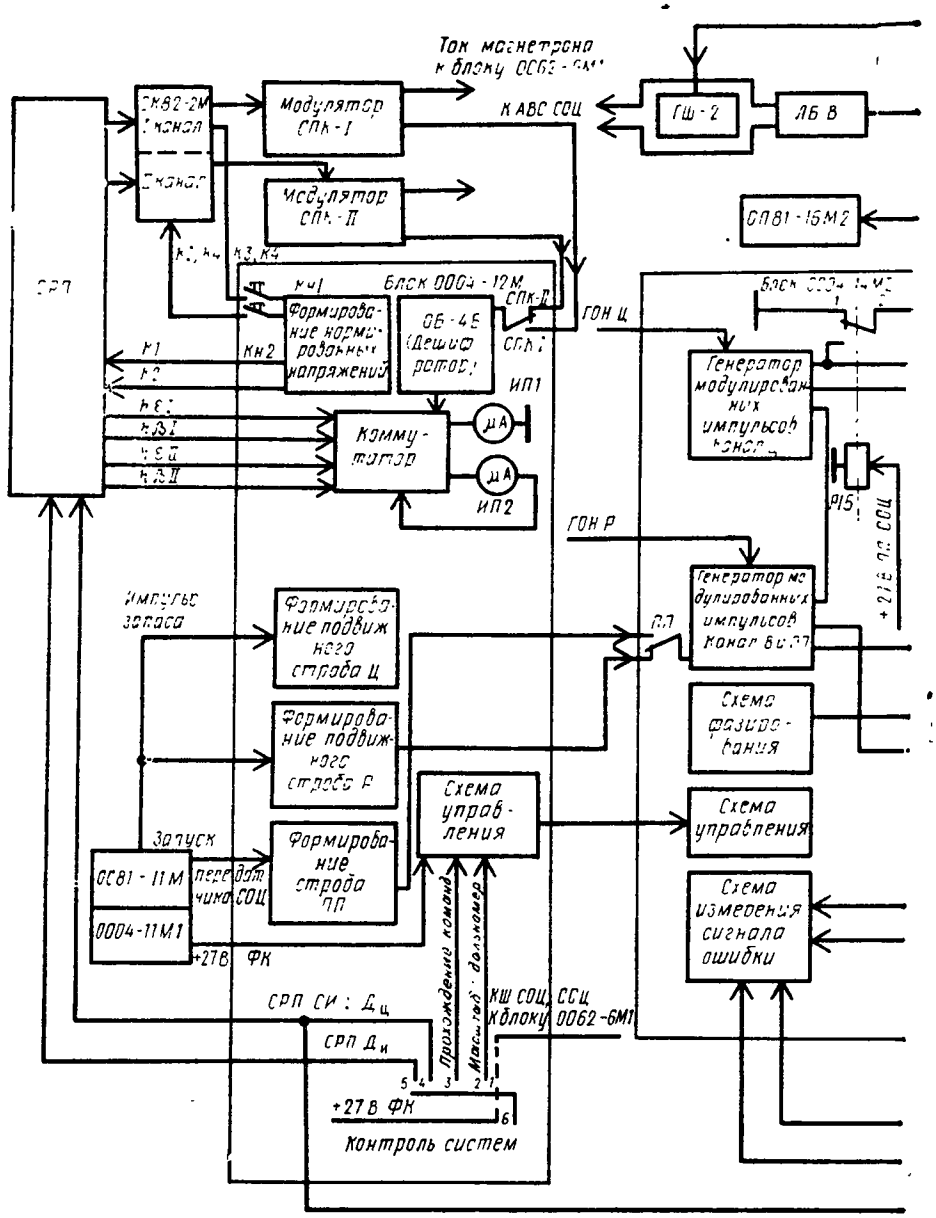


Рис. 2.59. Структурная

ванные напряжения поступают на блоки шифраторов, где формируется соответствующая расстановка К1 и К2. Кроме того, на шифраторы из блока ОО04-12М поступает +27 В для формирования команд К3 и К4. С выходов шифраторов команды поступают на модуляторы СПК. С делителей, расположенных на выходе модуляторов СПК-I и СПК-II, импульсы К1, К2 и К3 подаются в блок ОО04-12М на дешифратор ОБ-4Б, где кодовая расстановка видеоимпульсов преобразуется в соответствующие уровни команд. Контроль прохождения уровней команд К1 и К2 производится по стрелочным приборам блока ОО04-12М, а команды К3 — по загоранию сигнальной лампы. Показания приборов должны соответствовать заданным значениям.

При проверке коэффициента шума приемных систем СОЦ и ССЦ включается блок питания ГШ и на гене-

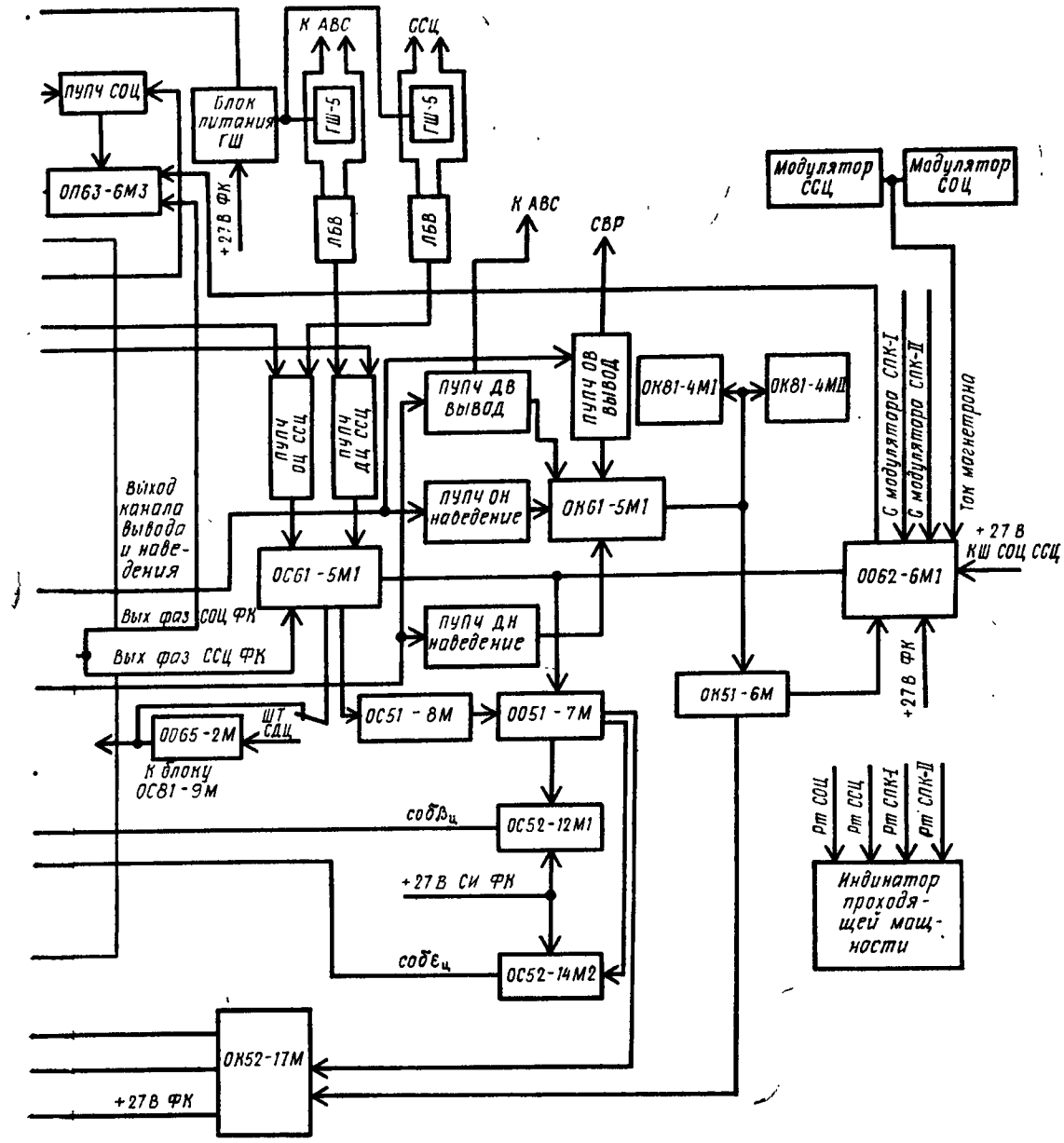


схема аппаратуры ФК

ратор шума ГШ-2 или ГШ-5, встроенный в АВС СОЦ и ССЦ, подаются питающие напряжения. Напряжения шумов с ГШ-2 проходят через приемную систему СОЦ и с детектора главного усилителя (блок ОП63-6М3) подаются в блок ОО62-6М1. Напряжения шумов с ГШ-5 (раздельно по двум каналам) проходят через приемную систему ССЦ (блок ОС61-5М1) и подводятся к блоку ОО62-6М1. Коммутация проверяемых каналов приемных систем осуществляется с помощью переключателей РЕЖИМЫ и КАНАЛЫ на блоке ОО62-6М. Включение генераторов шума производится при нажатии кнопки ПОДЖИГ ГШ на блоке ОО62-6М1, и по показаниям измерительного прибора этого блока оценивается чувствительность каналов приемных устройств.

Контроль НРЗ осуществляется с помощью органов управления, размещенных на блоке ОП81-16М2, по загоранию соот-

ветствующих светодиодов на этом же блоке и по наличию на экране ЭЛТ ИКО контрольных сигналов общего и гарантированного опознавания (рис. 2.15).

Контроль токов и мощности генераторов СОЦ, ССЦ, СПК-I и СПК-II осуществляется по измерительным приборам, расположенным на блоке ОО62-6М1. Коммутация проверяемых передатчиков производится с помощью переключателя ТОК — МОЩНОСТЬ на блоке ОО62-6М1.

2.8.3. Основные органы управления, контроля и сигнализации аппаратуры функционального контроля

На передней панели блока ОО04-12М1 расположены:

кнопка АНОД ВКЛ. для включения анодного напряжения;

переключатель КОНТРОЛЬ СИСТЕМ, обеспечивающий выбор проверяемой системы;

кнопка К3 включения команды К3 с сигнальной лампой, загорающейся при исправном канале команды К3;

переключатель СМЕНА ЗНАКА и кнопка УРОВНИ КОМАНД для выдачи нормированных напряжений команд К1, К2 при проверке прохождения команд;

измерительные приборы ИП1, ИП2, по которым контролируются прохождение команд К1 и К2 и переходные процессы в СВК СРП;

переключатель ПРОВЕРКА ПЕРЕХОДНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК, коммутирующий проверяемые каналы переходных процессов;

кнопка ПРОВЕРКА СМЕНЫ ЛИТЕРА для проверки прохождения команд при смене литерных частот каналов СПК-I и СПК-II;

переключатель ПУСК — ИСХ. ПОЛОЖ., предназначенный для проверки систем БМ в динамике.

На передней панели блока ОО04-14М располагаются:

переключатель РЕЖИМЫ, обеспечивающий проверку сигналов ошибок цели и ракеты (при положении переключателя СОЦ, Р; СМЕНА ЗНАКА СОЦ, Р; КОМПЕНСАЦИЯ Ц, Р) и проверку ССЦ и СОЦ в режиме СДЦ (ПП ССЦ и ПП СОЦ);

переключатель ВЫВОД — НАВЕДЕНИЕ, осуществляющий коммутацию каналов при проверке масштабов СУА;

четыре измерительных прибора (два измерительных прибора КАНАЛ Ц и два измерительных прибора КАНАЛ Р), по которым производится оценка масштабов пеленгационных характеристик ССЦ и СВР раздельно по азимуту и углу места соответственно;

ручка ЧАСТОТА для перестройки частоты кварцевого генератора канала цели.

2.9. ОБЩИЕ СИСТЕМЫ БМ 9А33БМ3

2.9.1. Система электропитания

Система электропитания предназначена для выработки и обеспечения радиотехнической аппаратуры изделия 9А33БМ3 электрической энергией трехфазного тока частотой 400 Гц, напряжением 218—230 В и стабилизированного напряжения постоянного тока 27,5 В, необходимого для питания цепей возбуждения генераторов, управления СЭП и подзарядки аккумуляторных батарей.

Пуск агрегата питания производится с использованием аккумуляторных батарей бортсети номинальным напряжением 24 В.

Структурная схема системы электропитания приведена на рис. 2.60.

Система электропитания состоит из двух автономных источников питания, отдельных блоков, общих для СЭП, а также элементов аппаратуры БМ, обеспечивающих работу агрегата питания 9И120. В нее также входят:

1. Газотурбинный агрегат питания 9И120, включающий моноблок, состоящий из газотурбинного двигателя 9И56-3 (ГТД) и генератора типа С-75 (ГА) с несъемными устройствами и узлами к ним; коробку пусковую (КП); агрегат зажигания (У5); блок ограничения тока (У6); систему топливоподачи; подкачивающий насос топлива (ПН); вентилятор-сепаратор (ВС), общий для ГА и ГОМ; систему очистки воздуха для ГТД; сигнализатор опасных температур У9.

2. Система отбора мощности, включающая силовой двигатель (СД); генератор отбора мощности С-75 (ГОМ) с блоком регулирования напряжения; привод ГОМ, состоящий из углового редуктора (УгР), редуктора привода генератора (РПГ), карданных валов и механизма включения привода ГОМ.

3. Общие блоки и устройства СЭП, включающие пульт управления (ПУ-303); блок коммутационной аппаратуры (БКА-333); щиток приборов механика-водителя шасси 5937 дополнительный; выпрямительное устройство (ВУ-1); выключатель батарей (ВБ) шасси 5937; систему открывания и закрывания люков; блок аппаратуры БА-303.

4. К элементам аппаратуры БМ, входящим в состав СЭП, относятся: вольтметр на распределительном шкафу ОО96-9М1; кнопка АВАР. ОТКЛ. СЭП на панели индикации; узел контроля частоты (УКЧ) в блоке ОС52-16М, вырабатывающий сигнал на отключение нагрузки при снижении частоты питающего напряжения ГТА, ГОМ или ИВП до 360 Гц.

Газотурбинный агрегат является автономным источником электроэнергии, обеспечивающим питание аппаратуры БМ при работе в движении и на месте. ГТА обеспечивает номинальную мощность 50 кВт при расходе топлива 67 кг/ч.

Генератор отбора мощности является автономным источником электроэнергии и обеспечивает питание аппаратуры БМ только

при работе на месте. ГОМ обеспечивает номинальную мощность 35 кВт при часовом расходе топлива 20 кг/ч.

При работе БМ на месте во время технического обслуживания, ремонта с целью сохранения ресурса штатных источников питания (ГТА и ГОМ) и силового двигателя используется источник внешнего питания (ИВП). При электропитании от ИВП к штепсельному разъему на левом борту БМ подключается кабель ИВП.

Управление СЭП производится со щитка приборов механика-водителя шасси (дополнительного), пульта управления (ПУ-303) и панели индикации.

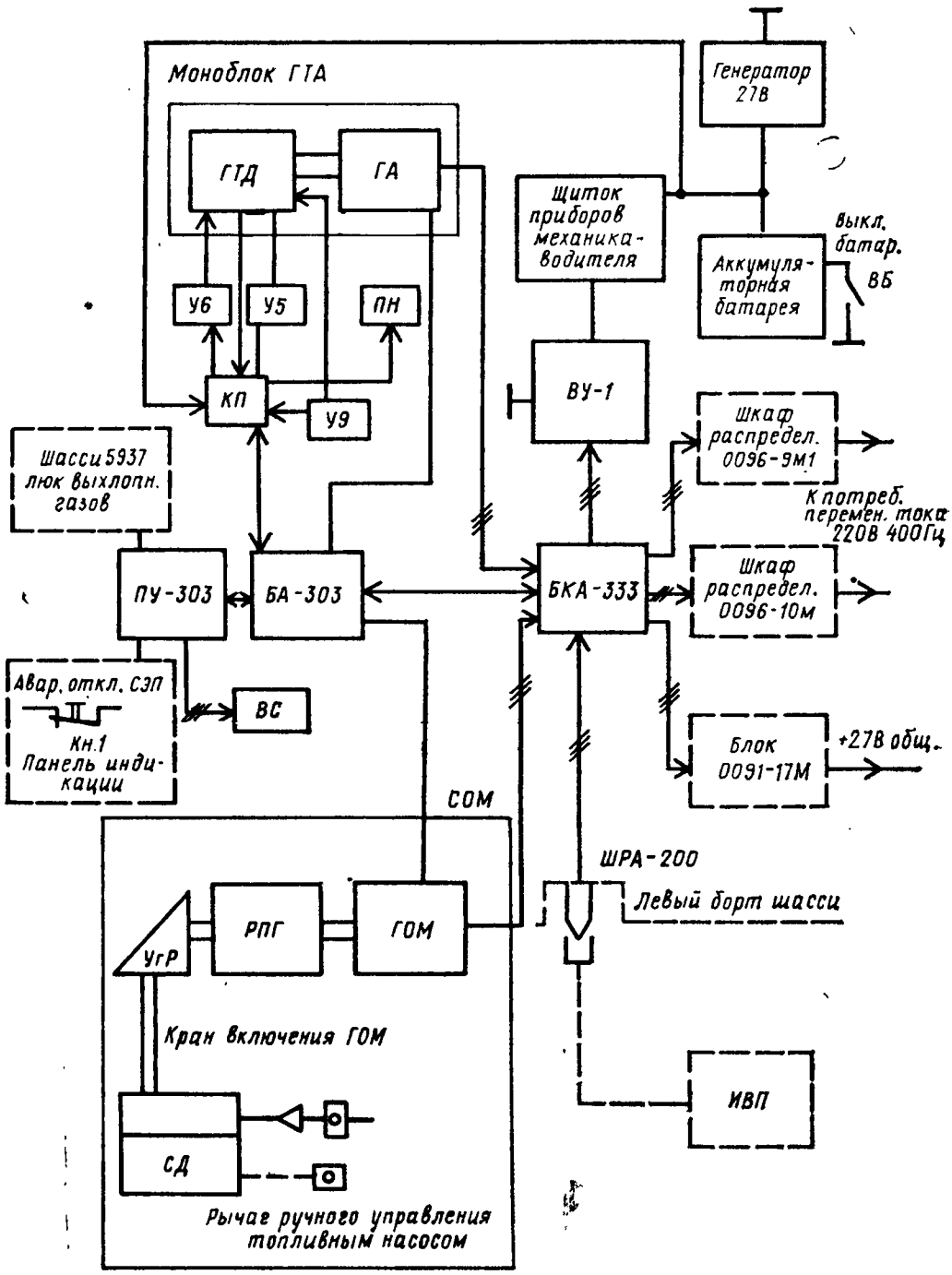


Рис. 2.60. Структурная схема системы электропитания

Для приема электроэнергии напряжением 220 В, частотой 400 Гц от системы электропитания, распределения ее между системами БМ, защиты от перегрузок и коротких замыканий, дистанционного включения потребителей используются распределительные шкафы ОО96-9М1 и ОО96-10М.

Распределительный шкаф ОО96-9М1 размещается в операторском отделении БМ и предназначен для включения БМ, сигнализации об исправности цепей питания и распределения электроэнергии между потребителями БМ. Электроэнергия напряжением 220 В, частотой 400 Гц с блока коммутационной аппаратуры БКА-333 подается на разъем шкафа ОО96-9М1 и в нем распределяется между следующими системами БМ: приемными системами СОЦ и ССЦ; НРЗ; СРП; ТОВ; блоком ОО09-5М; приводами $\beta_п$М1 и $\varepsilon_н$; СУА; приводами СВР-I и СВР-II. Цепи питания перечисленных потребителей имеют защиту от токов короткого замыкания. Включение и отключение потребителей осуществляется контакторами, установленными в соответствующих цепях питания.

После нажатия на кнопку АППАРАТУРА ВКЛ. (на шкафу ОО96-9М1) включаются накалы всех систем и вентиляция. Через 40 с после включения накала РТА срабатывает контактор блока ОО91-17М и подается питание на источники — 150 В. Через 1 мин срабатывает реле времени блока ОО96-9М1 и включается анодное питание всех систем. Через 3 мин после нажатия на кнопку АППАРАТУРА ВКЛ. срабатывает трехминутное реле времени, подготавливая цепи включения высокого напряжения передающих систем и включая питание входных устройств.

При нажатии на кнопки ПРИВОДЫ $\varepsilon_н$, СВР-I, СВР-II ВКЛ., ПРИВОД $q_н$ ВКЛ. и СИСТЕМА СТАБ. ВКЛ. (на шкафу ОО96-9М1) подается напряжение питания соответственно на магнитный усилитель ОС52-16М, электромашинный усилитель ЭМУ 31АВ-3, магнитные усилители СВР (блоки ОК52-16М) и систему стабилизации, при этом на передней панели шкафа загораются соответствующие сигнальные лампы.

При нажатии кнопки АППАРАТУРА ОТКЛ. выключается вся аппаратура БМ, кроме вентиляции АПУ, которая продолжает работать еще 10 мин для охлаждения модуляторных ламп передатчиков.

При ремонтных и настроечных работах включение и отключение любой системы осуществляются технологическими переключателями, размещенными под крышкой шкафа ОО96-9М1, и кнопками.

Распределительный шкаф ОО96-10М размещается в стойке СЛ-3М и предназначен для распределения электроэнергии по системам и защиты цепей электропитания от коротких замыканий. Электроэнергия напряжением 220 В, частотой 400 Гц поступает с блока БКА-333 на разъем шкафа ОО96-10М и в нем распределяется между следующими потребителями: накалом и анодом РТА; приводами ν, μ, $q_н$; преобразователем частоты ПЧТ-1,25СТ12А; вентиляцией АПУ и стоек БМ; блоком ОО93-28. Для защиты от

токов короткого замыкания в цепях питания всех указанных потребителей установлены предохранители.

Управление включением и отключением всех потребителей, получающих питание 220 В 400 Гц со шкафа ОО96-10М, осуществляется со шкафа ОО96-9М1. Включение контакторов в цепях питания накала и анода РТА, вентиляции, привода $q_н$ осуществляется со шкафа ОО96-9М1. Включение контакторов в цепях питания приводов μ и ν осуществляется с блока ОО09-5М, а контактора в цепи питания ПЧТ-1,25СТ12А — с блока ОО04-11М1.

Для защиты приводного двигателя ЭМУ от недопустимых токов перегрузки в его цепи питания установлены тепловые реле (в двух фазах). Реле отрегулированы на ток срабатывания, равный 35 А. В случае необходимости блок-контакты тепловых реле могут быть зашунтированы переключателем РЕЛЕ ТЕПЛ. ВКЛ. шкафа ОО96-9М1.

В шкафах ОО96-9М1 и ОО96-10М в цепи питания систем установлены индикаторные лампы, сигнализирующие о перегорании предохранителей.

2.9.2. Система вентиляции

Система вентиляции БМ предназначена для обеспечения нормального температурного режима работающей аппаратуры БМ.

Система вентиляции аппаратуры БМ, размещенная в операторском отделении, обеспечивает работу в двух режимах: «Лето» и «Зима». Схемы вентиляции РТА в этих режимах приведены на рис. 2.61 и 2.62.

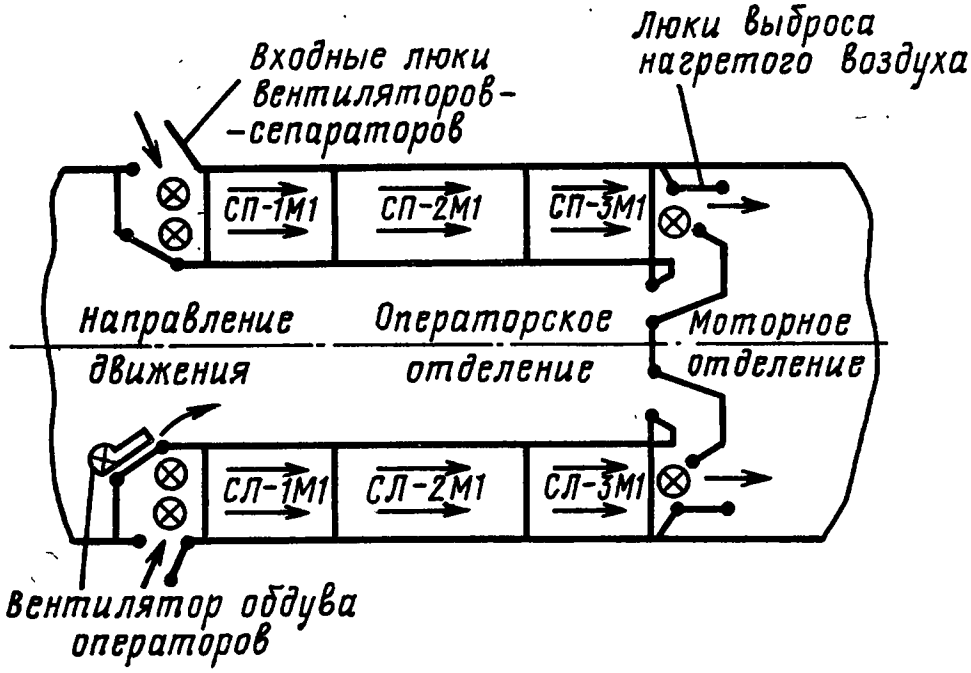


Рис. 2.61. Схема вентиляции аппаратуры БМ в режиме «Лето»

Вентиляция блоков, расположенных по левому и правому борту БМ в операторском отделении, осуществляется независимо. Герметичность воздушного канала достигается уплотнением передних панелей блоков и передних фланцев каркасов с корпусом шасси.

Для включения **режима «Лето»** необходимо:

переключатель ЗИМА—ЛЕТО на блоке ОО96-9М1 установить в положение ЛЕТО;

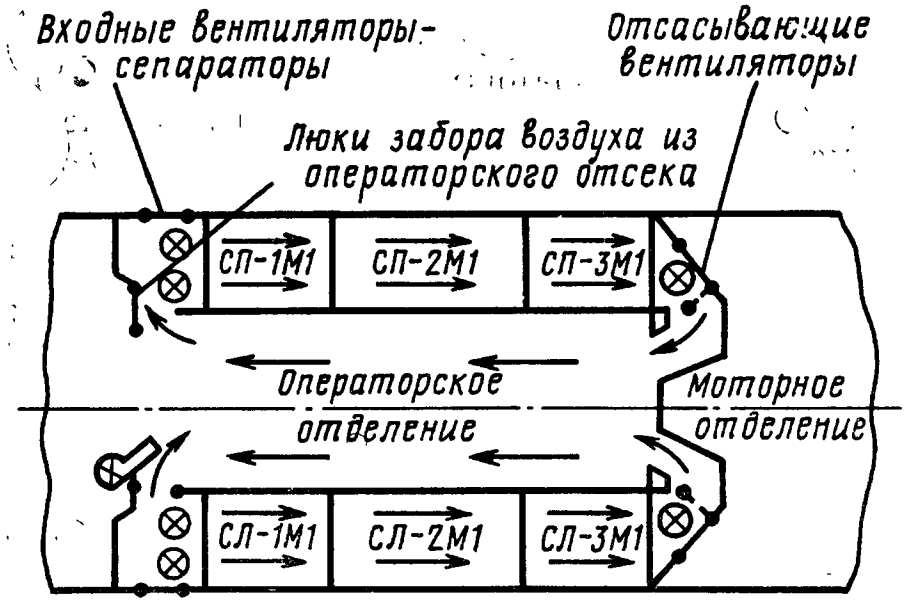


Рис. 2.62. Схема вентиляции аппаратуры БМ в режиме «Зима»

открыть крышки входных люков вентиляторов-сепараторов, служащие для подачи наружного воздуха в отсеки РТА. Крышки открываются вручную рычагами, расположенными по правому и левому борту над стойками СП-1М1 и СЛ-1М1. Рычаги вентиляции имеют шильдики с надписью ЛЮК ВЕНТИЛЯЦИИ ЗАКР.—ОТКР.;

установить в положение ЛЕТО крышки ЗИМА—ЛЕТО для отвода воздуха в моторное отделение. Крышки управляются вручную рычагами, расположенными в нижней части моторной перегородки под откидными кожухами.

В передней части на крыше корпуса шасси установлено по два 600-ваттных вентилятора-сепаратора, которые забирают воздух через вентиляционные люки. Очищенный воздух проходит через блоки, размещенные по правому и левому борту. На выходе воздушных каналов в моторном отделении установлено по одному (на правом и левом борту) 600-ваттному отсасывающему воздух осевому вентилятору. Воздух выбрасывается в моторное отделение и далее наружу через имеющееся в верхней крышке корпуса шасси окно с сеткой. Для лучшего охлаждения блоков, расположенных в нижних секциях стоек СП-2М1 и СЛ-2М1, на скосе колесных ниш с обеих сторон этих стоек установлено дополнительно по два вентилятора.

Для включения **режима «Зима»** необходимо:

переключатель ЗИМА—ЛЕТО на блоке ОО96-9М1 установить в положение ЗИМА;

открыть люки забора воздуха из операторского отделения; установить в положение ЗИМА рычаги управления крышками ЗИМА—ЛЕТО, служащие для отвода воздуха в моторное отделение.

Сигнализация о закрывании люков РТА осуществляется световым табло, расположенным на панели индикации. Входные люки вентиляторов-сепараторов при включении РТА не открываются, а входные вентиляторы-сепараторы при этом установлены переключателем в положение ЗИМА, расположенным на блоке ОО96-9М1.

В режиме «Зима» воздух перемещается по кругу внутри корпуса шасси, проходя вдоль бортов с аппаратурой, нагревается и отсасывающими вентиляторами по каналу направляется в операторское отделение, подогревая его.

Вентиляция блока ПБ-107, размещенного на перегородке, отделяющей операторское отделение от моторного, осуществляется отдельно. Воздух поступает через щель из операторского отделения и вентилятором выбрасывается обратно в операторское отделение.

Для нагнетания свежего воздуха в операторское отделение предусмотрена работа отопительно-вентиляционной установки шасси в режиме «Вентиляция». Для обдува операторов воздух забирается отдельным вентилятором, который включается переключателем ВЕНТИЛЯЦИЯ РАБОЧИХ МЕСТ — ОТКЛ. на стойке СЛ-2М1.

Для обеспечения вентиляции моторного отделения в корпусе шасси предусмотрено на съемной крышке окно с сеткой, прикрытое газоотражательным щитом.

Вентиляция АПУ в соответствии с его конструкцией разбита на три основных отсека: азимутальную часть; угломестную часть; отсек передающих устройств СОЦ.

В азимутальной части вентиляционная система имеет три независимых отсека: два отсека СПК и среднюю часть с блоками питания. В отсеках ОК23-3М и ОК23-6М вентиляция осуществляется при помощи двух центробежных последовательно установленных 300-ваттных вентиляторов, которые создают потоки воздуха по внутреннему контуру воздухо-воздушного радиатора и через блоки. У блока 73-17 для обдува магнетрона дополнительно установлен центробежный 70-ваттный вентилятор. Обдув радиатора по наружному контуру осуществляется осевым 70-ваттным вентилятором. Вентиляция в средней части азимутального блока осуществляется двумя последовательно установленными 70-ваттными осевыми вентиляторами, работающими в замкнутом объеме.

В угломестной части вентиляция осуществляется в отсеках входных устройств и передатчиков. В отсеке входных устройств установлены три 15-ваттных центробежных вентилятора. Два из

них подают воздух во внутренний объем и один по воздуховодам на клистрон. В отсеке передатчиков через внутренний контур воздухо-воздушного радиатора во внутренний объем воздух подается 300-ваттным центробежным вентилятором. Дополнительно от магнетрона воздух отсасывается 70-ваттным центробежным вентилятором. Наружный контур радиатора обдувается 600-ваттным осевым вентилятором.

В отсеке передающих устройств СОЦ вентиляция также построена по замкнутому принципу при помощи двух воздухо-воздушных радиаторов. Вентилируются два объема: объем магнетрона с блоков ОП91-15М, ОП91-16М и объем модулятора ОП21-3М. В объем магнетрона воздух подается центробежным 300-ваттным вентилятором. В объем модулятора подача воздуха производится двумя параллельно устновленными 300-ваттными центробежными вентиляторами. По наружному контуру радиаторы обдуваются одним 600-ваттным и одним 700-ваттным последовательно установленными осевыми вентиляторами. В отсеке блоков ОП93-25М и ОП63-3М установлены 15-ваттные центробежные вентиляторы для местного обдува.

Для контроля работы приемных и передающих систем в блоке ОО04-20М1 введен термоконтроль. В наиболее термонагруженных точках передатчиков и в отсеке ОС61-3М1 поставлены термодатчики, которые срабатывают при превышении критической температуры в отсеках. При срабатывании термодатчика в любом из отсеков загорается соответствующая контрольная лампа на щитке индикации, расположенном на азимутальном блоке в одном из окон со стороны операторского отсека. Щиток индикации виден не при любом положении блока ОО04-20М1. Поэтому параллельно с загоранием хотя бы одной из ламп ПЕРЕГРЕВ на щитке индикации блока ОО04-20М1 загорается лампа ПЕРЕГРЕВ ОО04-20М1 на панели индикации, расположенной в операторском отделении. При загорании лампы следует помнить, что может выйти из строя соответствующий отсек.

2.9.3. Пневмосистема подкачки отсеков блока ОО04-20М1

Пневмосистема подкачки отсеков блока ОО04-20М1 предназначена для создания избыточного давления воздуха 0,18—0,23 кгс/см^2 в отсеках с высоковольтной аппаратурой передающих систем СОЦ, ССЦ и СПК.

Избыточное давление в отсеках позволяет включать высокое напряжение при работе на высотах над уровнем моря 2—3 км. Пневмосистему необходимо включать при работе на высоте более 1 км над уровнем моря, а также при работе во время дождя на любых высотах.

В состав пневмосистемы подкачки входят: компрессорное устройство; ресивер блока ОО04-20М1 (1,5 л, 6 кгс/см^2); ресивер изделия 5937 (20 л, 6 кгс/см^2); регулятор компенсации утечки;

электропневмоклапаны (ЭПК); предохранительный клапан (ПК); датчики давления типа СДУ.

Схема пневмосистемы подкачки отсеков АПУ приведена на рис. 2.63.

При работающем ходовом двигателе в ресивере изделия 5937 создается давление 5—7 кгс/см². Сжатый воздух через ЭПК-2 компрессорного устройства, пройдя фильтры очистки от воды и масла, через вращающееся воздушное соединение поступает в блок ОО04-20М1, где подводится через ЭПК в отсеки ОК23-3М и ОК23-6М. При нажатии кнопки ПОДКАЧКА ОТСЕКОВ ШТАТНАЯ блока ОО96-9М1 напряжение +27 В поступает: на сигнальную лампу ПОДКАЧКА ОТСЕКОВ ВКЛ. этого же блока; в азимутальную часть блока ОО04-20М1 через нормально замкнутые контакты реле Р9 и Р10 на обмотки ЭПК отсеков ОК23-3М и ОК23-6М; на обмотку ЭПК-2 компрессорного устройства. ЭПК отсеков срабатывают и пропускают сжатый воздух из ресивера

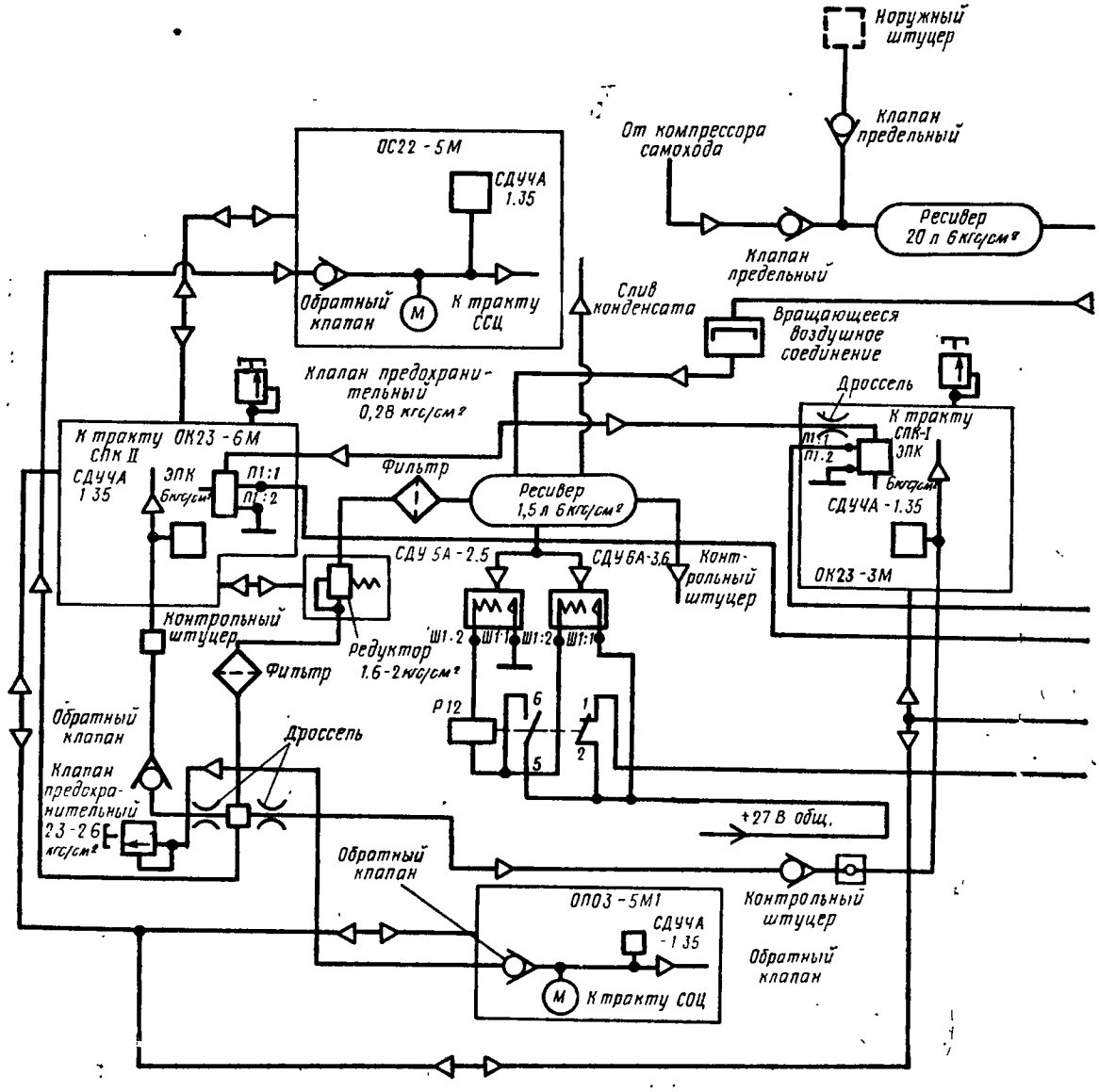
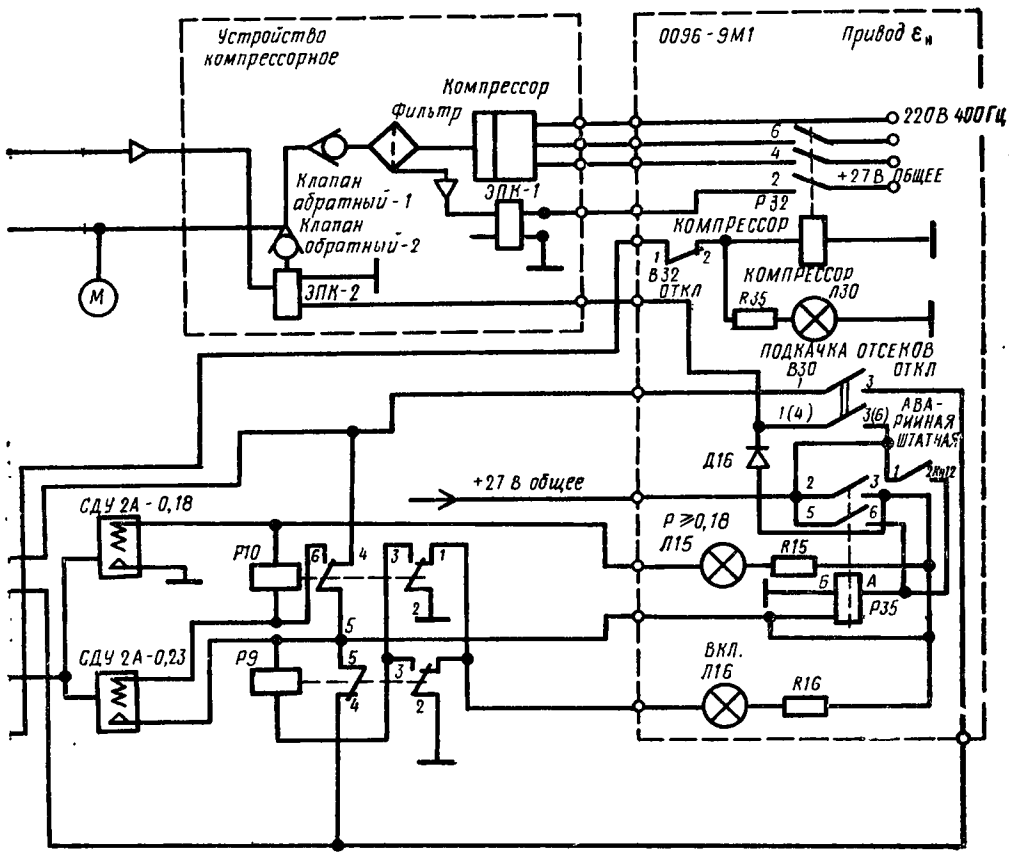


Рис. 2.63. Схема пневмосисте

в отсеки передатчиков. Все отсеки передатчиков объединены уравнительной пневмомагистралью в общий объем. К уравнительной магистрали подключены датчики давления СДУ2А-0,23 и СДУ2А-0,18. При достижении давления 0,18 кгс/см^2 замыкаются контакты датчика СДУ2А-0,18, загорается сигнальная лампа $P \geqslant 0{,}18$ кгс/см^2 и подключается «корпус» к обмотке реле Р10. При достижении давления 0,23 кгс/см^2 замыкаются контакты датчика СДУ2А-0,23, срабатывает реле Р10 и контактами 5, 6 блокирует этот СДУ. Срабатывая, реле Р10 выключает ЭПК отсека ОК23-3М, а контактами 2, 3 выключает лампу ПОДКАЧКА ОТСЕКОВ ВКЛ. на блоке ОО96-9М1 и подключает «корпус» к обмотке реле Р9. Реле Р9 включается и самоблокируется контактами 2, 3. При срабатывании реле Р9 контактами 4, 5 снимает напряжение +27 В с ЭПК отсека ОК23-6М. Следовательно, ЭПК отсека ОК23-6М, включенный через контакты 4, 5 реле Р9, включается только на один цикл, когда давление в отсеках нарастает от 0 до 0,23 кгс/см^2. Далее за счет утечки воздуха из отсеков давление понижается до 0,18 кгс/см^2, снимается «корпус» с реле Р10, реле обесточивается. Кратковременно гаснет лампа $P \geqslant 0{,}18$ на блоке ОО96-9М1, и снова срабатывает ЭПК отсека ОК23-3М,



мы подкачки отсеков АПУ

Цикл повторяется вновь только с тем различием, что подкачка отсеков идет через один ЭПК, запитанный через контакты 4, 5 реле Р10. Далее давление будет поддерживаться автоматически в пределах 0,18—0,23 кгс/см².

Признаками нормальной работы системы подкачки отсеков являются следующая сигнализация ламп ПОДКАЧКА ОТСЕКОВ ВКЛ. и $P \geqslant 0{,}18$ на блоке ОО96-9М1:

при заполнении воздухом отсеков горит лампа ПОДКАЧКА ОТСЕКОВ ВКЛ.;

при достижении давления 0,18 кгс/см² загорается сильная лампа $P \geqslant 0{,}18$;

при достижении давления в отсеках 0,23 кгс/см² лампа ПОДКАЧКА ОТСЕКОВ ВКЛ. гаснет. Идет утечка воздуха из отсеков;

при снижении давления в отсеках до 0,18 кгс/см² кратковременно гаснет лампа $P \geqslant 0{,}18$ и снова загораются обе лампы $P \geqslant 0{,}18$ и ПОДКАЧКА ОТСЕКОВ ВКЛ. (идет цикл подкачки отсеков).

На случай сильной разгерметизации отсеков, если лампа ПОДКАЧКА ОТСЕКОВ ВКЛ. не гаснет, необходимо включить переключатель АВАРИЙНАЯ ПОДКАЧКА ОТСЕКОВ блока ОО96-9М1. В этом случае подкачка отсеков будет производиться через два ЭПК.

В случае отказа схемы автоматического регулирования величины избыточного давления в отсеках срабатывают предохранительные клапаны, не допуская повышения избыточного давления более 0,28 кгс/см².

Подкачка АВС и отсеков передающих систем БМ 9А33БМ3 возможна в двух режимах:

при работающем двигателе изделия 5937 (при этом отбор воздуха на ресивер азимутального блока ОО04-20М1 производится от ресивера изделия 5937 через ЭПК-2 компрессорного устройства);

при неработающем двигателе изделия 5937 и снижении давления в ресивере азимутального блока до 2,5 кгс/см² (при этом срабатывает схема автоматической подкачки ресивера азимутального блока, которая выполнена на двух СДУ).

При понижении давления ниже 2,5 кгс/см² или отсутствии давления в ресивере азимутального блока подается напряжение +27 В через нормально замкнутые контакты 1, 2 реле Р12 на включение компрессорного устройства, расположенного в моторном отсеке изделия 5937. При этом срабатывает реле Р32 блока ОО96-9М1. Напряжение 220 В 400 Гц подается на электродвигатель компрессорного устройства. Сжатый воздух с выхода компрессорного устройства через вращающееся воздушное соединение подается в ресивер азимутального блока. При повышении давления в ресивере азимутального блока выше 2,5 кгс/см² срабатывает СДУ5А-2,5, который, замыкая свои контакты, подготавливает цепь включения реле Р12. При повышении давления выше 2,6 кгс/см² срабатывают СДУ6А-3,6 и реле Р12, которое

своими контактами 5, 6 ставится на самоблокировку и отключает компрессорное устройство. Когда давление в ресивере азимутального блока будет ниже 2,5 кгс/см², СДУ разомкнет свои контакты, реле Р12 обесточится и вновь включится компрессорное устройство. Цикл повторится вновь. Необходимо помнить, что переключатель КОМПРЕССОР—ОТКЛ. на шкафу ОО96-9М1 должен быть включен. Признаком нормальной работы компрессорного устройства является загорание лампы КОМПРЕССОР ВКЛ. на блоке ОО96-9М1 при включении компрессорного устройства.

Воздух от ресивера азимутального блока подается по пневмомагистрали через силикагелевый фильтр на понижающий редуктор 1,6—2,0 кгс/см², который понижает давление воздуха и через второй фильтр и обратные клапаны подает его в волноводные тракты всех систем.

Нажатие кнопки ПОДКАЧКА ОТСЕКОВ ШТАТНАЯ или включение переключателя ПОДКАЧКА ОТСЕКОВ АВАРИЙНАЯ блока ОО96-9М1 приводит к срабатыванию ЭПК-2 компрессорного устройства. При работающем двигателе изделия 5937 ресивер изделия 5937 через ЭПК-2 компрессорного устройства позволяет поддерживать необходимое избыточное давление в пневмосистеме при выходе из строя компрессорного устройства или при недостаточной производительности его из-за больших утечек воздуха в волноводных трактах или отсеках.

2.10. КОЛЕСНОЕ САМОХОДНОЕ ШАССИ 5937

Трехосное колесное высокой проходимости со всеми ведущими колесами плавающее шасси 5937 предназначено для размещения аппаратуры БМ 9А33БМ3.

Шасси 5937 состоит из корпуса, силовой установки, трансмиссии, ходовой части, водометных движителей, рулевого управления, тормозной системы, системы электрооборудования, гидросистемы, средств связи и дополнительного оборудования. Несущей частью шасси является **корпус**, который выполнен из металлических листов и соответствующих профилей жесткости путем сварки и разделен герметичной перегородкой на два основных отделения: операторское и моторное. В перегородке имеется дверь для сообщения между отделениями.

Операторское отделение занимает переднюю часть корпуса и предназначено для размещения РТА БМ. В нем размещаются также кресла для расчета и органы управления шасси. Вся внутренняя поверхность операторского отделения покрыта звукотеплоизоляционным материалом типа пластичного пенопласта толщиной 5—20 мм. Для входа в операторское отделение на крыше шасси расположен входной люк. На переднем лобовом листе корпуса имеются два смотровых окна, одно из которых открывается вручную для обеспечения аварийного выхода экипажа. Для обогрева операторского отделения в зимнее время и для

вентиляции его в летнее время шасси оборудовано отопительно-вентиляционным устройством.

Моторное отделение размещается в кормовой части корпуса шасси. В нем установлены двигатель и его системы, водометные движители и их приводы, отсек с газотурбинным агрегатом питания, топливные баки, система отбора мощности с генератором С-75, ФВУ. На крыше корпуса моторного отделения находится люк для обеспечения аварийного выхода экипажа.

Силовая установка состоит из двигателя и его систем: смазки, питания топливом, питания воздухом, охлаждения, подогрева и пуска.

На шасси установлен двигатель 5Д20Б-300 — шестицилиндровый, *V*-образный, четырехтактный, быстроходный дизель жидкостного охлаждения с непосредственным впрыском топлива. Двигатель на шасси установлен в моторном отделении в задней части корпуса.

Система смазки циркуляционная под давлением с «сухим» картером состоит из масляного насоса двигателя, фильтра, масляного радиатора, масляного бака, маслозакачивающего насоса, фильтра маслозакачивающего насоса и трубопроводов.

Система питания топливом состоит из топливного бака, топливоподкачивающего насоса, фильтра грубой очистки и трубопроводов. Топливный бак установлен в нише корпуса по левому борту шасси перед третьей осью.

Система питания воздухом состоит из одного воздухоочистителя и воздуховодов. Воздухоочиститель с двумя ступенями очистки — инерционной и контактной. Инерционная ступень — циклоны с эжекционным отсосом пыли. Контактная ступень — кассеты, пропитанные маслом и дизельным топливом.

Система охлаждения жидкостная, закрытого типа с принудительной циркуляцией состоит из эжектора, радиатора, жалюзи с приводом, расширительного бачка и трубопроводов. Радиатор трубчато-ленточного типа. Отработавшие газы отводятся через приемные трубы и сопловый аппарат эжектора.

Система подогрева двигателя состоит из подогревателя и его систем. Тип подогревателя жидкостный, прямоточный с теплообменником.

Система пуска включает две независимые системы: пуск электрическим стартером от аккумуляторных батарей или внешнего источника постоянного тока и пуск сжатым воздухом от баллонов высокого давления.

Трансмиссия состоит из сцепления, коробки передач, раздаточной коробки, карданной передачи, бортовых передач и колесных редукторов.

Сцепление двухдисковое, сухое. Привод сцепления дистанционный, гидравлический, с пневмоусилителем следящего действия.

Коробка передач механическая, пятиступенчатая, трехходовая, с синхронизатором на второй, третьей, четвертой и пятой

передачах, с двумя отборами мощности, с одной передачей заднего хода.

Раздаточная коробка двухступенчатая, пятибалльная, с межбортовым принудительно блокируемым дифференциалом.

Карданная передача — карданные валы с универсальными шарнирами. Карданные валы передних бортовых передач имеют промежуточные опоры.

Бортовые передачи — одноступенчатые конические редукторы с передаточным числом 2,273.

Колесные редукторы одноступенчатые, с двумя цилиндрическими шестернями наружного зацепления с передаточным числом 3,73.

Ходовая часть состоит из подвески колес и колес с шинами.

Подвеска независимая, торсионная, на двух поперечных рычагах. Амортизаторы телескопические, двустороннего действия.

Колеса дисковые, с разъемным ободом, без распорного кольца, размер 400×508 мм. Шины камерные, десятислойные. Давление в шинах 0,4 МПа.

Водометные движители — два одноступенчатых насоса пропеллерного типа с приводом посредством трех карданных валов от коробки передач через конические редукторы. Передаточные числа водометов 0,923.

Управление на воде осуществляется с помощью двух заслонок с гидравлическим приводом и встроенных в корпус каналов, обеспечивающих задний ход и маневрирование на воде.

Рулевое управление. Управляемыми являются колеса первой и третьей осей. Рулевой механизм — глобоидальный червяк с трехгребневым роликом. Передаточное число рулевого механизма (среднее) 23,5. Рулевой привод с двумя гидроусилителями (по усилителю у каждой рулевой трапеции).

Тормозная система состоит из рабочих тормозов и стояночного тормоза.

Рабочие тормоза колесные, колодочного типа, привод колесных тормозов ножной, пневмогидравлический. Тормоза герметизированы.

Стояночные тормоза (два) колодочного типа, расположены на бортовых передачах передней оси. Привод стояночных тормозов ручной, механический.

Система электрооборудования экранированная, негерметичного исполнения. Схема электрооборудования однопроводная, отрицательные выводы источников тока соединены с корпусом («массой»). Номинальное напряжение 24 В. Аккумуляторные батареи две — типа 12СТ-70.

Технические характеристики

Масса в снаряженном состоянии	10 650 кг
Масса с полной нагрузкой и экипажем	18 680 кг
Основные размеры, мм:	
длина	9165

ширина	2782
высота	1948
Колея	2275 мм
Наименьший дорожный просвет	430 мм

В средней части крышки корпуса шасси расположена несущая платформа-кольцо, на которую устанавливается антенно-пусковое устройство (блок ОО04-20М1). Антенно-пусковое устройство предназначено для размещения АВС, приемных и передающих устройств СОЦ, ССЦ, СВР, СПК и их блоков питания, гидроприводов системы стабилизации антенны СОЦ, пускового устройства 9П35М2.

Шасси комплектуется также шанцевым инструментом, спасательными жилетами, ЗИП и эксплуатационной документацией.

Шасси имеет вентиляционные люки, крышки которых открываются при включении аппаратуры БМ и закрываются при ее выключении вручную.

Операторское и моторное отделения имеют проемы, закрытые крышками, которые снимаются вручную, обеспечивая пространство для раскладки АПУ внутри корпуса при подготовке БМ для транспортирования самолетом или по железной дороге в габарите О2-Т.

Снаружи на правом борту шасси закреплен щиток связи с МТО и КЗА ОО05-6М. Для подключения БМ к внешнему источнику питания в передней части моторного отделения по левому борту над нишей среднего колеса установлен разъем.

3. ЗЕНИТНАЯ УПРАВЛЯЕМАЯ РАКЕТА 9М33М3 (9М33М2)

3.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАКЕТЫ, СОСТАВ И КОМПОНОВКА

Одноступенчатая зенитная управляемая ракета 9М33М3 предназначена для поражения пилотируемых и отдельных видов беспилотных средств воздушного нападения, летящих как с дозвуковой, так и с сверхзвуковой скоростями, осколочно-фугасным действием при подрыве боевой части ракеты.

Ракета состоит из следующих основных функциональных частей (систем): планера; двигательной установки; боевого снаряжения; бортовой аппаратуры управления полетом; воздушной системы; электрической системы и источников электропитания.

Неотъемлемой частью ракеты является транспортно-пусковой контейнер, в котором ракета находится в течение всего времени эксплуатации.

Технические характеристики ракеты

Длина ракеты/диаметр корпуса	3158 мм/209,6 мм
Размах рулей/крыльев	348 мм/650 мм
Стартовая масса	126,3 кг
Длина контейнера	3235 мм
Масса ТПК	35 кг
Время работы двигателя	13,2—19,2 с
Максимальное время полета	24—27 с
Масса боевой части	14,27 кг

Планер предназначен для создания аэродинамических сил при полете и маневре ракеты, размещения и защиты в нем бортового оборудования, боевого снаряжения и энергетических установок. Планер состоит из корпуса, рулей и блока крыльев.

Аэродинамическая схема планера — «утка», т. е. рули ракеты вынесены вперед относительно центра масс и размещены в носовой части корпуса. Рули и крылья ракеты, находящейся в транспортно-пусковом контейнере, расположены *X*-образно под углом 45° к вертикальной плоскости. Четыре шарнирно складывающих-

ся крыла конструктивно объединены в блок крыльев, который установлен подвижно относительно корпуса и в полете свободно вращается.

В сложенном состоянии крылья попарно удерживаются с помощью двух фторопластовых ползунов стенками транспортно-пускового контейнера, а при выходе ракеты крылья раскрываются и фиксируются в раскрытом положении штифтами. Раскрытие крыльев осуществляется четырьмя пружинными механизмами раскрытия, которые после выхода ракеты из ТПК сбрасываются набегающим потоком воздуха.

Применение вращающегося блока крыльев позволяет существенно уменьшить действие на планер ракеты аэродинамического момента «косой обдувки», характерного для аэродинамической схемы «утка». На крылья воздействует скошенный рулями и корпусом ракеты поток воздуха, вызывающий их несимметричный обдув и создающий вращающий момент корпуса ракеты. Провернувшись на шаровом погоне, блок крыльев передает на ракету по крену только незначительную часть момента «косой обдувки» (обусловленную трением в подшипнике), уменьшая воздействие момента крена.

Двигательная установка ракеты 9Д15 служит для создания необходимой силы тяги на стартовом и маршевом участках траектории полета. Двигательная установка представляет собой двухрежимный однокамерный ракетный двигатель, использующий твердое смесевое ракетное топливо.

Пороховой заряд двигательной установки 9Х15 содержит разгонный и маршевый заряды, обеспечивающие требуемый закон изменения силы тяги на стартовом и маршевом участках полета ракеты. Воспламенение пороховых зарядов осуществляется двумя пиропатронами УДП2-3 через промежуточный воспламенитель, содержащий навеску крупнозернистого дымного пороха. Оба заряда имеют цилиндрическую форму и частичную бронировку наружной поверхности. Время работы двигательной установки 13,2—19,2 с (зависит от условий окружающей среды), максимальное давление газов в камере сгорания 15 МПа. Масса двигательной установки 77,5 кг.

Внутренняя поверхность корпуса двигательной установки защищена комплексом теплозащитных покрытий: по всей длине нанесен теплозащитный слой и вклеены бумалитовые вставки. Наиболее теплонапряженная хвостовая часть защищена дополнительно бумалитовой трубой. Сопловой блок и переднее днище двигательной установки защищены чашами, изготовленными из теплостойкого материала. В сопловом блоке установлен графитовый вкладыш, образующий критическое сечение сопла.

На переднем днище двигательной установки размещен сигнализатор давления, срабатывающий при достижении давления газов в камере сгорания 3 МПа, а также сигнализатор спада давления, срабатывающий при снижении давления газов до 1 МПа (по окончании работы двигательной установки).

Боевое снаряжение ракеты предназначено для поражения цели и состоит из радиолокационного взрывателя, предохранительно-исполнительного механизма и боевой части осколочно-фугасного действия.

Радиолокационный взрыватель (РВ) 9Э316М-1 (9Э316М для ракеты 9М33М2) обеспечивает неконтактный подрыв боевой части вблизи цели в момент, обеспечивающий наиболее эффективное ее поражение. В состав РВ входят следующие основные функциональные приборы: передатчик РВ с передающей антенной, две приемные антенны, приемно-исполнительное устройство.

В РВ применен активный импульсный метод с раздельным приемом и передачей, с использованием приемника прямого усиления.

Включение передатчика РВ осуществляется за 150 м от цели по команде К3, передаваемой с СПК на борт ракеты. Сформированные передатчиком СВЧ импульсы излучаются передающей антенной РВ в пространство. Диаграмма направленности передающей антенны конусообразная, образующие конуса наклонены вперед под определенным фиксированным углом к продольной оси ракеты. Приемно-исполнительное устройство имеет две диаметрально расположенные приемные антенны, формирующие воронкообразную диаграмму направленности, также наклоненную вперед на определенный угол.

Приемно-исполнительное устройство способно обрабатывать сигналы, отраженные от цели (или помехи) в двух зонах: ближней и дальней. Это обеспечивается наличием двух каналов приема (с большим и малым коэффициентами усиления сигналов) и стробированием этих каналов. В начальный момент действия РВ открывается приемный канал дальней зоны, и в течение 10 мс осуществляется анализ помеховой обстановки. Если в этой зоне будут присутствовать сигналы, они расцениваются как помеха (поскольку цель еще не может находиться в зоне действия РВ), при этом канал дальнего приема выключится. При вхождении цели в ближнюю зону отраженные от нее импульсы будут накоплены исполнительным устройством и при достижении их числа 7—8 (без пропусков) сформируется сигнал на подрыв боевой части. Если же в зоне действия РВ отсутствуют помехи, то через 10 мс дополнительно откроется и канал ближней зоны. Радиовзрыватель будет способен обнаружить цель в любой из зон действия.

При стрельбе по НЛЦ, когда на канал дальнего приема могут воздействовать импульсы, отраженные от земли, он выключается при старте ракеты по команде с БМ.

Согласование области срабатывания РВ с областью разлета осколков боевой части при стрельбе по малоскоростным целям осуществляется путем задержки подрыва боевой части на 20 мс с момента обнаружения ее в зоне действия РВ. За это время цель входит в глубь зоны поражения и происходит надежное на-

крытие ее осколками. Задержка подрыва БЧ осуществляется по команде «Задержка» с БМ до старта ракеты.

Приемная часть РВ имеет защиту от активных, пассивных, шумовых и квазишумовых помех.

Предохранительно-исполнительный механизм имеет три ступени предохранения боевой части от несанкционированного подрыва: временную, инерциальную и командную. Снятие каждой ступени происходит за счет последовательно действующих факторов (давление в камере сгорания двигателя; линейное ускорение, достигшее величины 8 g; истечение 2,5—3,3 с полета ракеты; получение радиокоманды КЗ).

Самоликвидация ракеты (подрыв БЧ) в случае промаха (на 25—28 с полета) обеспечивается временным механизмом ПИМ. До истечения 2,5 с полета самоликвидация ракеты произойти не может, так как при неправильной работе двигательной установки (так называемом клевке ракеты) линейное ускорение резко падает и инерциальный контакт ПИМ не допускает снятия ступеней предохранения. После 2,5 с полета временной механизм ПИМ блокирует противоклевковое устройство и ракета может самоликвидироваться.

Аппаратура управления полетом включает аппаратуру радиоуправления и радиовизирования (РУ и В) 9Б57М, автопилот 9Б390М и предназначена для приема радиокоманд, передаваемых СПК, и управления рулями ракеты в соответствии с этими командами независимо от возмущающих воздействий.

Блок РУ и В обеспечивает прием радиокоманд, их дешифрацию, формирование напряжений команд и выдачу ответных сигналов для визирования ракеты.

Приемник блока РУ и В выполнен по схеме прямого усиления, работает на любой из восьми фиксированных частот, переключаемых в зависимости от литерной частоты СПК, имеет схему АРУ и защиту от активных помех и внеполосного приема. Приемная антенна блока обеспечивает прием сигналов с круговой поляризацией волн. До истечения 0,7—1 с полета волновод приемной антенны перекрывается электромеханическим штоком, исключая попадание СВЧ энергии в приемный тракт. Открытие волновода происходит при удалении ракеты на 20—60 м от БМ по команде с часового механизма ПИМ.

Дешифратор команд обеспечивает селекцию кодовых «троек» каждой из команд из совокупности переданной информации по признаку времяимпульсного кодирования. Выделение команд осуществляется трехвходовыми схемами совпадения, работающими совместно с линиями задержки, которые обеспечивают задержку кодовых «троек» на время, равное задержке в шифраторе СПК.

Запросные импульсы выделяются по признаку их малой длительности и являются запускающими для магнетронного генератора ответных сигналов. На время излучения ответных импульсов тракт приема закрывается.

Аппаратура РУ и В обеспечивает отключение автопилота ракеты в случае, если в составе информации, передаваемой на борт ракеты, пропадут команды управления или тактовые импульсы на время, превышающее 2—5 тактовых интервалов. После восстановления информации автопилот вновь подключается к блоку РУ и В. Этой мерой обеспечивается незначительное отклонение траектории полета ракеты от требуемой при случайных сбоях в радиолинии управления.

Автопилот ракеты обеспечивает попарное отклонение рулей ракеты в соответствии со сформированными напряжениями команд управления К1, К2 с учетом угла крена ракеты и стабилизацию ее корпуса по углу рыскания и тангажа.

Автопилот выполнен по двухканальной схеме (канал стабилизации по крену отсутствует), каждой паре рулей соответствует свой канал управления. Перераспределение команд управления К1, К2 между каналами автопилота из-за возникающего угла крена осуществляется с помощью гироскопического раскладчика команд (ГРК).

ГРК выполнен на основе свободного трехстепенного гироскопа, который «запоминает» положение корпуса ракеты до старта. Потенциометрические датчики ГРК запитываются напряжением команд КI, КII, а с их движков, механически связанных с корпусом ракеты, снимаются напряжения, пропорциональные функции угла крена γ, т. е. реализуется математическая зависимость:

$$K_1 = K_{\text{I}} \cos\gamma + K_{\text{II}} \sin\gamma;$$
$$K_2 = K_{\text{II}} \cos\gamma - K_{\text{I}} \sin\gamma,$$

где K_1, K_2 — напряжения команд с выхода ГРК;

K_{I}, K_{II} — напряжения дешифрированных команд СПК.

Следовательно, при возникновении угла крена в напряжении каждой из команд появляются составляющие за счет другой команды. На рули автопилота воздействует суммарное напряжение двух составляющих команд, отклоняя их на соответствующий угол. Таким образом, при любом угле крена управление ракетой осуществляется независимо от ее вращения относительно продольной оси.

Автопилот работает в двух режимах, которые зависят от скорости полета ракеты. Первый режим — полет ракеты при работающем двигателе. Характеризуется большими скоростями и высокой эффективностью рулей. Коэффициент передачи команд в автопилоте при этом составляет 1 град. руля/В. Второй режим — пассивный участок полета. Скорость ракеты уменьшается, а значит, снижается эффективность аэродинамических рулей. Для восстановления ее первоначального значения коэффициент передачи команд автопилота увеличивается в два раза и составляет 2 град. руля/В. Переключение коэффициента передачи происходит по сигналу с сигнализатора спада давления, который срабатывает при снижении давления в камере сгорания двигательной установки до 1 МПа.

Для стабилизации ракеты относительно поперечных плоскостей (по рысканию и тангажу) в каждый из каналов автопилота включен датчик угловых скоростей (ДУС). Наличие ДУС в двух плоскостях управления делает траекторию полета ракеты более плавной, без резких изменений курса.

Привод рулей автопилота осуществляется двумя рулевыми блоками, каждый из которых отклоняет свою пару рулей. Перемещение рулей осуществляется с помощью энергии сжатого воздуха. Обратная связь по положению руля осуществляется потенциометром обратной связи, движок которого механически связан с поворотной частью крыла.

Воздушная система ракеты обеспечивает питание сжатым воздухом рулевых блоков автопилота и турбогенераторов источников электропитания.

Запас сжатого воздуха давлением до 37 МПа хранится в шаре-баллоне вместимостью 2,5 л. Выход воздуха из шара-баллона происходит после подрыва пиропатрона пневмозатвора при старте ракеты. С помощью воздушного редуктора давление снижается до рабочего (2,2 МПа) и через коллекторы подается потребителям. Отработанный воздух выходит в атмосферу через плунжер механизма разгерметизации, представляющий собой клапан одностороннего действия.

При проверках ракеты бортовой запас воздуха не расходуется, а подается от системы пневмопитания АКИПС. Подача воздуха осуществляется через механизм разгерметизации с помощью специального приспособления, устанавливаемого взамен извлеченного из гнезда плунжера. Отработанный воздух удаляется через специальное отверстие в корпусе ракеты.

Источники электропитания обеспечивают напряжением постоянного и переменного тока бортовую аппаратуру ракеты при подготовке к пуску и в полете. На ракете имеются два источника электропитания:

блок питания 9Б132, обеспечивающий электропитанием аппаратуру и оборудование борта ракеты;

турбогенератор 9Б139, вырабатывающий переменное напряжение амплитудой 30 В и частотой 10 кГц для передатчика радиовзрывателя.

Турбогенератор блока питания вырабатывает переменное трехфазное напряжение амплитудой 22,5 В и частотой 1000 Гц, являющееся первичным. В последующем блок питания преобразует это напряжение в постоянные и переменные напряжения требуемых значений для электропитания различных систем бортовой аппаратуры.

Электросистема ракеты объединяет все бортовое оборудование ракеты и ТПК в единый автоматизированный комплекс, обеспечивая его функционирование в различных режимах. В состав электрооборудования входят коммутационные элементы, пирозащитные и пиротехнические устройства, электросеть ракеты и ТПК.

ТПК обеспечивает защиту ракеты от внешних воздействий; ее хранение, транспортирование, установку на боевую машину и проведение пуска.

Корпус ракеты состоит из пяти отсеков. Первые три отсека (№ 1, 2, 3) предназначены для размещения аппаратуры и оборудования. После установки аппаратуры и оборудования эти отсеки свариваются в один приборный отсек.

Четвертым отсеком является ракетный двигатель твердого топлива, пятым — обтекатель соплового блока двигателя. На пятом отсеке установлен (на шариковом подшипнике) крыльевой блок. Соединение четвертого отсека с приборным и пятого отсека с четвертым выполнено разъемным.

На корпусе ракеты имеются эксплуатационные подходы для стыковки с аппаратурой проверки ракет АКИПС и для регулировки бортовой аппаратуры при проверках ракет вне ТПК. Компоновка ракеты приведена на рис. 3.1.

Носовая часть приборного отсека является отсеком № 1, в котором размещены передатчик радиовзрывателя с передающей антенной. Корпус отсека № 1 имеет оживальную форму, в котором под радиопрозрачным обтекателем расположена передающая антенна радиовзрывателя.

В отсеке № 2 размещены два рулевых блока, блок питания автопилота, механизм управления рулями, блок питания вместе с турбогенератором радиовзрывателя, воздушно-арматурный блок, а также механизм разгерметизации, имеющий эксплуатационный подход с правой стороны корпуса отсека. Снаружи на корпусе отсека установлены четыре руля.

В отсеке № 3 установлены приемник радиовзрывателя, блок радиоуправления и радиовизирования, блок управления автопилота, предохранительно-исполнительный механизм и боевая часть. На наружной поверхности отсека установлены розетки контрольного и бортового разъемов, приемные антенны радиовзрывателя, контрольный разъем ПИМ и пиропатронов двигателя.

Отсек № 4 — двухрежимный ракетный двигатель на твердом топливе. В корпусе двигателя установлены маршевый и разгонный заряды, а также воспламенитель. На корпусе двигателя имеются два передних и один задний опорный бугель для установки и фиксации ракеты в ТПК. Справа и слева на корпусе двигателя и далее на отсеке № 3 закреплены волноводы к антеннам аппаратуры радиоуправления и радиовизирования.

Отсек № 5 используется для установки вращающегося блока крыльев, антенн радиоуправления и радиовизирования. Блок крыльев установлен на подшипнике. Сложенные крылья упираются в направляющие, с которыми скользят по корпусу ТПК при пуске ракеты.

3.2. ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ РАКЕТЫ С ОСНОВНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ЗРК

Ракеты 9М33М2 и 9М33М3 в составе автономного зенитного ракетного комплекса 9К33М3 являются элементами, которые при взаимодействии с устройствами и системами боевой машины обеспечивают поражение целей.

Пусковое устройство БМ заряжается шестью ракетами, находящимися в ТПК. Заряжание производится транспортно-заряжающей машиной.

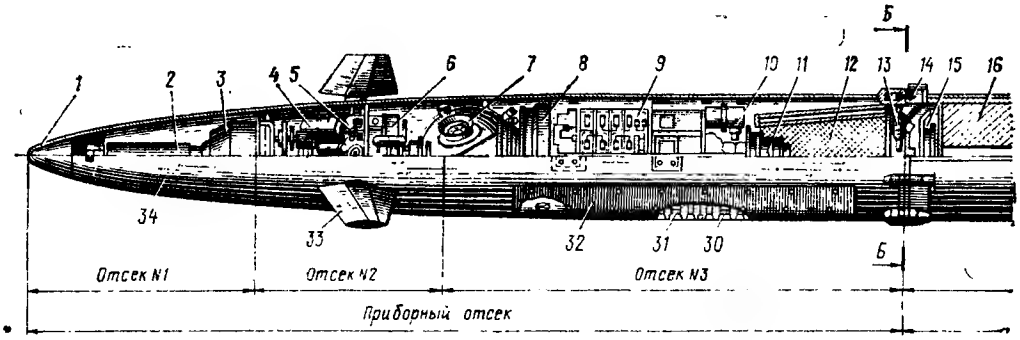


Рис. 3.1. Компоно

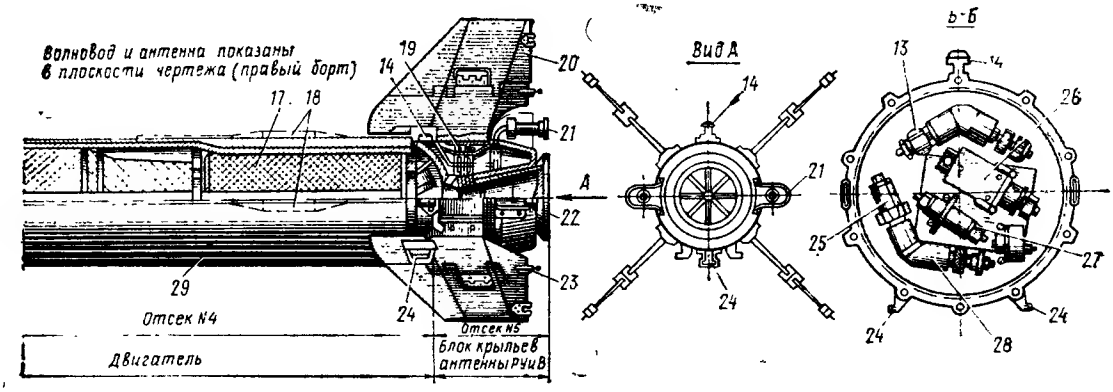
1 — конус; *2* — передающая антенна радиовзрывателя; *3* — передатчик радиовзрывателя; *4* — арматурный блок; *8* — приемник радиовзрывателя; *9* — блок радиоуправления и радиовизиро ный механизм 9Э116М; *12* — боевая часть 9Н16; *13* — пиропатрон УДП2-3; *14* — такелажно- волновод; *19* — подшипник блока крыльев; *20* — блок крыльев; *21* — антенна радиоуправления; да давления; *26* — пирозащитное устройство ПП двигателя; *27* — электроразъем ПИМ; *28* — розетка контрольного разъема; *32* — приемная антенна

После обнаружения и опознавания за 15 с до входа упрежденной точки в зону поражения по сигналу с СРП начинается работа системы стартовой автоматики. ССА, выдавая через бортовой разъем команды и получая сигналы об их исполнении, обеспечивает: контроль наличия ракет и исправности их по цепи безопасности (при неисправности ракеты происходит ее автоматическое отключение от источника наземного питания); отключение бортового источника питания от электросхемы ракеты и подключение ее к наземным источникам питания (по команде с ССА «Откл. реле»); подключение к бортовой аппаратуре ракеты на 10 с форсажных напряжений от наземного источника питания; по истечении форсажного режима переключение на нормальное питание, включение ответчика аппаратуры РУ и В и отключение датчиков угловых скоростей (по команде с ССА «Отключение ДУС»). После чего ракеты готовы к пуску.

Через 10 мин, если пуск не был произведен, ССА отключает питающие напряжения и снимает выданные команды. Оператор наведения обеспечивает наблюдение за готовностью ракет к пуску и осуществление пуска при наличии сигналов с СРП о входе цели в зону и сигналов о готовности к работе всех систем и устройств, участвующих в пуске ракеты.

Стрельба может быть произведена как одной, так и двумя ракетами с четырехсекундным интервалом старта. Для осущест-

вления пуска ракеты оператор наведения нажатием кнопки подает команду «Пуск». По этой команде одновременно производится подрыв пироболта задней крышки ТПК и пиропатронов запуска ВАБ. При открытии задней крышки ТПК срабатывает кнопочный переключатель, через который подается напряжение и подрывается пироболт открытия передней крышки ТПК. С открытием передней крышки срабатывает кнопочный переключатель. Кнопочные переключатели задней и передней крышек ТПК при



вка ракеты:

рулевой привод; *5* — механизм управления рулями; *6* — блок питания 9Б132; *7* — воздушно-вания 9Б57М; *10* — блок управления автопилота 9Б387М; *11* — предохранительно-исполнитель-пусковой бугель; *15* — воспламенитель; *16* — маршевый заряд; *17* — разгонный заряд; *18* — *22* — антенна радиовизирования; *23* — наконечник; *24* — опорный бугель; *25* — сигнализатор спа-сигнализатор давления; *29* — двухрежимный двигатель; *30* — розетка бортового разъема; *31* — радиовзрывателя; *33* — руль; *34* — радиопрозрачный обтекатель

своем срабатывании замыкают цепи для прохождения команд на подрыв пиропатронов двигателя.

Выход на режим (достижение номинальных параметров) блока питания контролируется системой стартовой автоматики, которая по окончании выхода на режим блока питания выдает команды, обеспечивающие переход аппаратуры ракеты на бортовое питание и разарретирование гироскопического раскладчика команд. После перехода аппаратуры на бортовое питание и разарретирования ГРК ССА производится подрыв пиропатронов двигательной установки ракеты.

Под воздействием газовой струи рычаг механизма закрепления ракеты в ТПК срезает срезной болт и поворачивается, освобождая задний бугель ракеты. При движении ракеты в ТПК происходит расстыковка бортового разъема. При этом ДУС подключается ко входам каналов автопилота для возможности ограничения перегрузок, действующих относительно поперечных осей ракеты. При выходе ракеты из ТПК ее крылья раскрываются механизмами раскрытия, и ракета начинает свое движение в пространстве.

Перед стартом ракеты из БМ на радиовзрыватель ракеты могут быть выданы команды «Задержка» и БС («Ближний строб»). Команда «Задержка» (аналогичная команде ЦВ для ракет 9М33М2) выдается при стрельбе по малоскоростным целям и обес-

печивает задержку подрыва БЧ на 20 мс относительно момента обнаружения цели в зоне действия РВ. Команда БС выдается на ракету при работе в сложной помеховой обстановке или при стрельбе по НЛЦ. По этой команде снижается зона действия РВ, чем исключается его срабатывание от воздействующих помех или подстилающей поверхности.

Ракета стартует под постоянным углом наклона к горизонту, равным 27°, и после выхода из ТПК до начала радиоуправления совершает неуправляемый полет. На этом участке полета ракеты СПК передает на аппаратуру РУ и В импульсы «запроса» и команды управления ложным кодом (искусственное искажение кодовой комбинации), что обеспечивает непрохождение команд на автопилот, так как он остается отключенным от аппаратуры РУ и В.

При достижении ракетой линейных ускорений до 8 g и при достижении давления газов в камере сгорания двигателя более 3 МПа снимается I ступень предохранения ПИМ. В случае неправильной работы двигательной установки до истечения 2,5 с полета (если линейные ускорения не достигнут 8 g) срабатывает противоклевковое устройство. Его инерционный грузик застопорит работу часового механизма ПИМ и не допустит снятия ступеней его предохранения. Вследствие этого самоликвидация ракеты до истечения 2,5 с произойти не может. После перехода СВР на автосопровождение ракеты и снятия ложного кода команды управления К1 и К2 начинают передаваться рабочим (истинным) кодом и вход автопилота подключается к аппаратуре РУ и В. При этом часовой механизм ПИМ (через 0,7—1 с после старта) выдает команду «+27 В» к аттенюатору приемной антенны РУ и В, которая подается на электромагнитный механизм вывода аттенюатора. Шток электромагнита перемещается, открывая волновод приемной антенны аппаратуры РУ и В. Продолжая работать далее, часовой механизм ПИМ через 3,3 с снимает II ступень предохранения ПИМ и готовит электрическую цепь для прохождения команды К3.

Стабилизация ракеты относительно поперечных осей и уменьшение перерегулирования по углу атаки и перегрузке осуществляются в течение всего времени полета контуром стабилизации с отрицательной обратной связью по угловым скоростям ракеты. Относительно продольной оси ракета в полете не стабилизируется.

В течение всего управляемого полета ракета и элементы системы наведения БМ образуют замкнутый контур управления, от которого зависит точность наведения ракеты на цель. Управление ракетой осуществляется по двум взаимно перпендикулярным плоскостям. Угловые координаты ракеты и цели поступают на координатные блоки (аппаратуру СВР и ССЦ) в виде приборных (измеренных аппаратурой) значений угловых координат. СРП, учитывая значения углового рассогласования ракеты относительно кинематической траектории, вырабатывает команды управления К1 (К2), которые шифруются и передаются СПК по радиолинии. Бортовая аппаратура РУ и В принимает команды управления.

Принятые команды управления необходимо отрабатывать в связанной системе координат, обеспечив совмещение плоскости отработки с плоскостью результирующей радиокоманды. Вращение ракеты и ее системы координат в полете вокруг продольной оси обусловлено отсутствием стабилизации по крену и происходит под действием различных возмущений. В связи с этим команды К1 (К2) с аппаратуры РУ и В подаются на ГРК, который производит перераспределение принятых команд управления между плоскостями пар рулей с учетом текущего угла крена. Команда с ГРК суммируется с сигналом ДУС контура стабилизации и поступает на рулевой привод, который отклоняет рули ракеты на соответствующий угол. Отклонение рулей приводит к изменению угла атаки ракеты и, следовательно, изменению подъемной силы. Перемещение ракеты под действием подъемной силы приводит к изменению ее угловых координат.

На пассивном участке полета (после окончания работы двигательной установки) скорость ракеты снижается, а значит, уменьшается эффективность аэродинамических рулей. Поэтому при спаде давления в камере сгорания ДУ до 1 МПа сигнализатор спада давления выдает команду на увеличение коэффициента передачи автопилота в два раза. При этом эффективность рулей восстанавливается.

При приближении к цели с СПК подается команда К3 для взведения радиовзрывателя и снятия последней, III ступени ПИМ. По этой команде радиовзрыватель начинает излучать в пространстве электромагнитные импульсы и принимать отраженные от цели сигналы. При накоплении определенного количества отраженных сигналов в схеме РВ вырабатывается напряжение, которое обеспечивает срабатывание ПИМ, вызывающего инициирование (подрыв) боевой части.

Ракета 9М33М3 отличается от ракеты 9М33М2 наличием доработанного радиовзрывателя, который позволяет производить прием и запоминание команды БС, выдаваемой с БМ перед стартом ракеты при стрельбе по вертолетам, летящим и зависающим на высотах менее 25 м. Кроме того, в ракете 9М33М3 предусмотрена «цепь опознавания», позволяющая аппаратуре БМ отличать ракету 9М33М3 от ракеты 9М33М2.

Если срабатывание исполнительной схемы РВ у цели не произошло (при наличии команды К3), то на 25—28 с полета на ракету подаются максимальные радиокоманды, отклоняющие ее траекторию вверх (для того чтобы самоликвидация происходила на безопасной высоте полета). Ракета самоликвидируется подрывом БЧ, который обеспечивается часовым механизмом ПИМ.

4. ТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА КОМПЛЕКСА 9К33М3

4.1. ТРАНСПОРТНО-ЗАРЯЖАЮЩАЯ МАШИНА 9Т217БМ2

Транспортно-заряжающая машина 9Т217БМ2 предназначена для заряжания (разряжания) ракетами в ТПК боевой машины 9А33БМ3, их временного хранения и транспортирования.

Машина может выполнять следующие работы: перегрузку ракет непосредственно с ТЗМ на БМ 9А33БМ3 и обратно; перегрузку ракет с бортового автомобиля на БМ и ТЗМ и обратно; перегрузку ракет на тележку КНО 9Ф16М2.19 и обратно; перегрузку ракет с земли на БМ и ТЗМ и обратно; дозаправку БМ 9А33БМ3 топливом из дополнительных емкостей ТЗМ; снятие ПУ 9П35М2 с БМ 9А33БМ3; замену неисправных ракет на БМ 9А33БМ3 при полностью загруженной ТЗМ.

Основные характеристики ТЗМ

Тип шасси 5939	Колесная трехосная машина высокой проходимости
Количество перевозимых ракет	1—12 шт.
Масса заправленной машины без груза (с расчетом)	14 500,0 кг
Масса заправленной машины с максимальным грузом	16 654 кг
Габаритные размеры снаряженной машины в походном положении	Длина 9225 мм, ширина 2782 мм, высота 3100 мм
Емкость дополнительных топливных баков (общая)	640 л
Время заряжания (разряжания) БМ 9А33БМ3 трехзахватной траверсой	5—8 мин
Скорость передвижения	По шоссейным дорогам до 60 км/ч, по грунтовым — до 30 км/ч, на плаву до 8 км/ч
Грузоподъемность крана	610 кг

Наибольшая высота подъема от грунта до нижней точки шарнирной подвески	6650 мм
Рабочий угол поворота стрелы . .	300°

В ТЗМ 9Т217БМ2 входят шасси, пакет, подрамник с площадками, грузоподъемное оборудование, гидрооборудование, электрооборудование, тент, опора и две площадки.

Кроме того, шасси 5939 укомплектовано радиостанцией Р-123М, переговорным устройством Р-124, двумя приборами ночного видения ПНВ-57Е, двумя перископическими приборами ТНПО-170А, системой пожаротушения, прибором ДП-3Б, фильтровентиляционной установкой.

ТЗМ может перевозить от одной до 12 ракет, закрепленных в пакетах (по 6 ракет с каждой стороны машины). Для проведения погрузочно-разгрузочных работ на ТЗМ установлены поворотный гидравлический кран 4033Б и два домкрата. Работа крана и домкратов и управление ими обеспечиваются гидравлической системой. Механизмы крана работают от шестеренчатого насоса, ведущий вал которого приводится во вращение от вала коробки отбора мощности шасси. Управление краном и домкратами осуществляется шестью рукоятками с пульта управления, расположенного в передней части шасси.

Для удобства эксплуатации на пульте управления имеется табличка с указанием направления перемещения рукояток при управлении гидроцилиндрами крана и домкратами. При работе с краном водитель пользуется специальной площадкой, расположенной в отделении управления. В случае выхода из строя шестеренчатого насоса для приведения крана в походное положение имеется ручной насос. Для создания устойчивости и горизонтирования ТЗМ при погрузочно-разгрузочных работах имеются домкраты, а для контроля горизонтирования — уровни. Перегрузка ракет на ТЗМ производится с помощью однозахватной и трехзахватной траверс, которые соединяются со стрелой крана шарнирной подвеской, предохраняющей ракеты от раскачивания при ветровых нагрузках. Для обеспечения дозаправки БМ 9А33БМ3 топливом на шасси имеются два дополнительных бака и насос для перекачки топлива. Для работы в ночное время предусмотрено освещение в двух световых режимах — основном и светомаскировочном. Работа системы освещения и сигнализации обеспечивается от бортсети шасси. Для маскировки уложенных на ТЗМ ракет, а также для защиты их от атмосферных осадков, пыли, грязи и попадания воды при преодолении водных преград ТЗМ оборудована тентом.

С каждой ТЗМ поставляется одиночный комплект ЗИП.

4.2. МАШИНА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ 9В210М3

Машина технического обслуживания 9В210М3 предназначена для обеспечения работ по техническому обслуживанию и текущему ремонту аппаратуры БМ 9А33БМ3. МТО обеспечивает в поле-

вых условиях и в объединенной ремонтной мастерской обслуживание четырех БМ 9А33БМ3 с выполнением следующих работ: технического обслуживания № 1; технического обслуживания № 2; отыскания неисправностей и восстановления блоков БМ 9А33БМ3 с использованием стандартной и специальной контрольно-измерительной аппаратуры МТО 9В210М3 и элементов, входящих в ЗИП-1 и ЗИП-2 боевой машины; перестройки БМ 9А33БМ3 на другие частоты и проведения юстировочных работ с помощью юстировочной машины 9В914.

Помимо выполнения этих задач МТО обеспечивает проведение технического обслуживания и ремонта собственной аппаратуры средствами своего одиночного комплекта ЗИП.

В состав МТО входят: кузов-фургон К4-131 на базе автомобильного шасси ЗИЛ-131; электрооборудование с прицепным автономным источником электропитания бензоэлектрическим агрегатом АБ-8Т/230/4-409 М1; прибор ПНВ-57Е; прибор ДП-5В; специальная контрольно-измерительная аппаратура; стандартная контрольно-измерительная аппаратура; вспомогательное оборудование; ЗИП-1Б для БМ 9А33БМ3; одиночный комплект ЗИП для МТО 9В210М3.

Основные характеристики

Масса полностью снаряженной машины	Не более 10 425 кг
Масса прицепа	Не более 2 000 кг
Габаритные размеры МТО	Длина 7 450 мм, ширина 2 570 мм, высота 3 310 мм, длина с прицепом 11 600 мм
Время развертывания	Не более 40 мин
Время свертывания	Не более 25 мин
Время непрерывной работы	12 ч
Скорость передвижения	По шоссейным дорогам до 60 км/ч, по грунтовым — до 30 км/ч, по пересеченной местности до 12 км/ч
Мощность агрегата питания	8 кВт

МТО 9В210М3 обслуживает расчет, состоящий из четырех человек. В состав расчета входят командир расчета МТО, старший мастер электрик, старший механик СРП, механик-водитель.

Первичным источником трехфазного электропитания служит автономный бензоэлектрический агрегат. Предусмотрена возможность питания МТО от внешней сети переменного трехфазного тока частотой 400 Гц. В состав электрооборудования кроме бензоэлектрического агрегата входят пульт управления, стойка питания со щитком стойки питания, колодки питания, щиток связи,

две аккумуляторные батареи 6СТ-90, выпрямительное устройство, комплект кабелей, отопительно-вентиляционная установка ОВ-65, электрокалорифер.

Пульт управления служит для контроля параметров электроэнергии первичного источника питания и распределения ее по потребителям. Питание ПУ осуществляется от бензоэлектрического агрегата АБ-8 или от внешнего источника питания.

В МТО имеются два рабочих места, расположенные по правому борту и передней стенке и оборудованные каждое столом и стулом. Стойка питания и щиток стойки питания предназначены для питания соответствующими напряжениями блоков БМ 9А33БМ3 на рабочих местах при их проверке, ремонте и настройке. Колодки питания предназначены для подачи электропитания на измерительные приборы и паяльники. Щиток связи служит для подключения кабелей связи между МТО и БМ 9А33БМ3. Щиток связи крепится с наружной стороны правого борта изделия и закрывается в походном положении крышкой.

Аккумуляторные батареи обеспечивают питанием систему освещения (до запуска бензоэлектрического агрегата) и радиостанцию Р-123М. В состав средств связи входят радиостанция Р-123М, телефон ТА-57, колодка танкового переговорного устройства Р-124 для связи МТО с БМ 9А33БМ3.

Контрольно-измерительная аппаратура, размещенная в МТО 9В210М3, предназначена для обеспечения работ по техническому обслуживанию и текущему ремонту аппаратуры и систем БМ 9А33БМ3 и 9В210М3. В состав КИА входят специальная и стандартная контрольно-измерительная аппаратура. В походном положении КИА закрыта чехлами, закреплена на специальных поддонах и основаниях шнуровыми амортизаторами. Поддоны устанавливаются в направляющие стеллажей и фиксируются замками. Для удобства пользования и нахождения необходимого прибора на передней части всех поддонов нанесены индексы приборов и номера поддонов.

4.3. ЮСТИРОВОЧНАЯ МАШИНА 9В914

Юстировочная машина 9В914 с помощью юстировочной аппаратуры (система ОЮ07-ОБ) обеспечивает юстировку антенных систем боевой машины, проверку масштабов сигналов ошибок, поступающих в СРП с выходов ССЦ и СВР, а также проверку и настройку отдельных систем БМ 9А33БМ3.

Юстировочная машина совместно с МТО 9В210М3 обеспечивает проведение технического обслуживания и ремонт собственной аппаратуры средствами одиночного комплекта ЗИП. Юстировочная машина выполнена на базе телескопической вышки на автомобиле ЗИЛ-131 (изделие 4925).

В состав ЮМ входят телескопическая вышка на автомобильном шасси ЗИЛ-131, юстировочная аппаратура (система ОЮ07-ОБ), электрооборудование, кабельное хозяйство, одиночный комплект ЗИП 9В914.

Основные характеристики

Масса полностью снаряженной машины	Не более 9140 кг
Габаритные размеры ЮМ:	
длина	7700 мм
ширина	2500 мм
высота в походном положении	3300 мм
максимальная высота в рабочем положении	20255 мм
Время развертывания и свертывания	Не более 45 мин
Время непрерывной работы	12 ч
Скорость передвижения	По шоссейным дорогам до 60 км/ч, по грунтовым — до 30 км/ч, по пересеченной местности до 10 км/ч
Потребляемая мощность	Не более 0,5 кВт

Юстировочную машину 9В914 обслуживает расчет, состоящий из двух человек. В состав расчета входят оператор и механик-водитель.

Рабочее место оператора — в кабине оператора, механика-водителя — в кабине водителя.

Для обеспечения условий работы личного состава, оборудования и приборов изделие снабжено утепленной каркасно-металлической кабиной.

В кабине оператора установлена следующая аппаратура: телефон ТА-57; прибор ПНВ-57Е в таре; шкаф с ящиками ЗИП; пульт управления.

Кабина оператора установлена на платформе изделия. Платформа, основание которой представляет собой цельнометаллическую сварную конструкцию, крепится к раме автомобиля по типу крепления бортовой платформы автомобиля ЗИЛ-131.

Электрооборудование предназначено для питания системы ОЮ07-ОБ переменным трехфазным напряжением 229 В 400 Гц. В состав электрооборудования входят система сигнализации и блокировки подъема-спуска телескопической вышки, пульт управления, барабаны с комплектом кабелей, заземляющее устройство, щиток связи.

Система блокировки и сигнализации предназначена для автоматической остановки подъема-спуска вышки или предупреждения ее включения при неправильных действиях обслуживающего персонала или неисправном состоянии вышки, а также для контроля высоты подъема.

Питание подается на щиток связи от БМ 9А33БМ3, МТО 9В210М3 или от внешнего источника.

Юстировочная аппаратура (система ОЮ07-ОБ) предназначена для проверки параллельности электрических и оптических осей антенн и оптической оси ТОВ БМ 9А33БМ3:

антенна ССЦ — оптический визир ССЦ;

антенна ССЦ — антенна СВР-I (СВР-II) (средний луч);

антенна ССЦ — оптическая ось ТОВ.

Кроме того, юстировочная аппаратура позволяет производить проверку масштабов напряжений сигналов ошибки, поступающих в СРП и СУА ССЦ и СВР, а также проверку и настройку отдельных систем БМ 9А33БМ3.

В состав юстировочной аппаратуры входят: блок ОЮ07-2 — блок генераторов; блок ОЮ07-3 — механизм управления; блок ОЮ97-2 — блок питания; выносной пульт ОЮ07-6; комплект соединительных кабелей.

Технические характеристики

Систематические ошибки по угловым координатам при юстировке электрических осей антенных систем боевой машины:	
в режиме «Наведения» . .	Не более ±00-00,3
в режиме «Вывод» . . .	Не более ±00-02
Максимальные углы поворота блока ОЮ07-2 относительно осей . .	$\beta = \pm 120°$, $\varepsilon = \pm 5 - -20°$, $\gamma = \pm 12°$
Потребляемая мощность . . .	Не более 500 Вт
Масса комплекта юстировочной аппаратуры	Не более 135 кг
Время непрерывной работы . . .	8 ч

Юстировочная аппаратура служит источником высокочастотного излучения.

Генераторы, расположенные в блоке ОЮ07-2, вырабатывают непрерывные высокочастотные колебания, которые излучаются через рупорные антенны А1, А2 и А3 (рис. 4.1), на частотах, на которые настроены каналы ССЦ и СВР-I (СВР-II) БМ.

Юстировочная аппаратура имеет три режима работы: «Вывод-I», «Вывод-II», «Наведение».

При работе в режимах «Вывод-I», «Вывод-II» через антенну А3 блока ОЮ07-2 излучаются сигналы на частоте канала цели, которые принимаются антенной ССЦ. Через антенну А1 (А2) излучаются сигналы на частоте ответчика ракеты, которые принимаются антенной СВР-I (СВР-II).

При работе в режиме «Наведение» сигналы на частотах каналов цели и ответа ракеты излучаются через антенну А3 блока ОЮ07-2, а принимаются антенной ССЦ.

Управление режимами работы юстировочной аппаратуры осуществляется с блока ОЮ07-2 (ручное) или из БМ 9А33БМ3 (дистанционное).

Расположение мишеней и рупорных антенн А1, А2, А3 блока ОЮ07-2 (рис. 4.1) является зеркальным отображением расположения антенн СВР-I (СВР-II), ССЦ и ТОВ. Мишень ТОВ предназначена для юстировки оптической оси ТОВ с электрической осью ССЦ и для наведения блока ОЮ07-2 на АПУ боевой машины по углу горизонтирования (γ). Большая мишень *1* предназначена для наведения блока ОЮ07-2 на АПУ по β и ε.

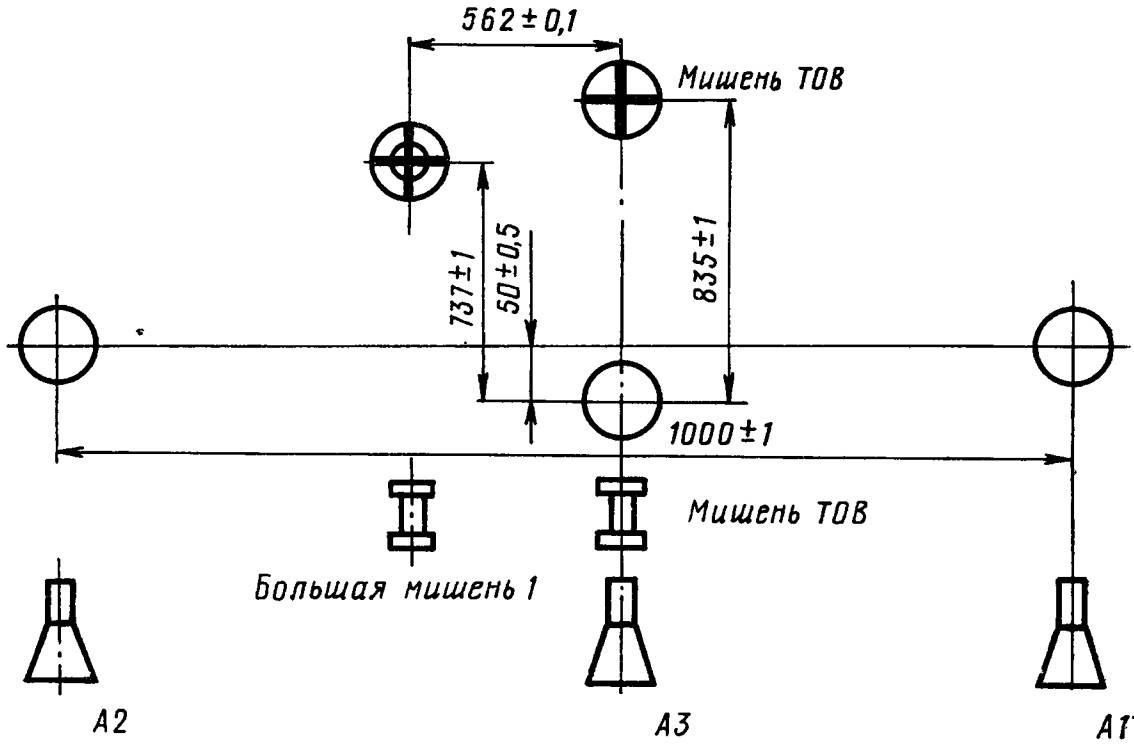


Рис. 4.1. Расположение мишеней и рупорных антенн блока ОЮ07-2

Наведение блока ОЮ07-2 производится выносным пультом ОЮ07-6, который выносится на АПУ БМ 9А33БМ3. Команды управления по β, ε, γ с выносного пульта ОЮ07-6 поступают на приводы β, ε, γ блока ОЮ07-3, и каждый привод поворачивает блок ОЮ07-2 в соответствии с командой по своей координате.

При юстировочных работах блок ОЮ07-3 с помощью быстросъемного соединения устанавливается на телескопической мачте, на нем закрепляется блок ОЮ07-2, после чего мачта поднимается в рабочее положение.

Телескопическая вышка предназначена для транспортирования на ней специального оборудования.

Вышка состоит из следующих основных узлов: телескопической мачты; привода подъема; привода натяжного каната и кабеля; гидравлического привода.

Телескопическая мачта состоит из четырех звеньев, вставленных друг в друга. Каждое звено имеет ферменную конструкцию.

Первое, наружное звено мачты вертикального перемещения не имеет. Вся мачта поворачивается гидроцилиндром из транспортного положения в рабочее. Остальные звенья *2*, *3* и *4* имеют вертикальное перемещение друг относительно друга. Основным узлом привода подъема звеньев телескопической мачты является гидромотор. Привод натяжного каната и кабеля предназначен для обеспечения спуска мачты при условии возможных перекосов и заеданий и для намотки кабеля на барабан. Гидравлический привод служит для поворота вышки из транспортного в рабочее положение и обратно, для подъема вышки на требуемую высоту, а также для опускания и подъема опор домкратов.

4.4. МАШИНА ЗИП-2 (9Ф372М3)

Машина ЗИП-2 предназначена для транспортирования, хранения группового комплекта ЗИП-2 и обеспечения ЗИП текущего ремонта четырех боевых машин 9А33БМ3.

Машина ЗИП-2 разработана на базе серийного автомобиля ЗИЛ-131 с нормальным бортовым кузовом и тентом. По обеим сторонам кузова установлено по три контейнера, которые крепятся к раме в кузове машины с помощью приспособления, входящего в состав контейнеров. Конструкция контейнеров предусматривает снятие их с машины с помощью крана, для чего в комплект контейнеров входит чалочное приспособление.

Групповой комплект ЗИП-2 предназначен для пополнения станционного комплекта ЗИП-1Б и обеспечения проведения ТО-1, ТО-2 и ремонта четырех боевых машин.

Состав группового комплекта ЗИП-2 приведен в ведомости ЗИП, которая находится в машине ЗИП-2. Групповой комплект ЗИП-2 размещается в специальных ящиках, размеры и масса которых позволяют снимать и перемещать их расчету из двух человек. Ящики с ЗИП размещаются в ячейках контейнеров в порядке, обеспечивающем удобное и быстрое нахождение и извлечение требуемых элементов ЗИП-2.

4.5. АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ КОНТРОЛЬНО-ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ ПОДВИЖНАЯ СТАНЦИЯ 9В242-1

Автоматизированная контрольно-испытательная подвижная станция 9В242-1 предназначена для автоматической комплексной проверки параметров бортовой аппаратуры ракет и тренировки магнетронов ракет в войсках.

АКИПС 9В242-1 представляет собой автомобиль ЗИЛ-131 с прицепом ИАП3-738.

В состав АКИПС входят: аппаратура проверки ракет (АПР) 9В484; электропневмоагрегат (ЭПА) 9В617А; система воздухоснабжения; система вентиляции и обогрева; система связи и сигнализации; система освещения; заземляющее устройство; комп-

лект ЗИП; вспомогательное оборудование и приборы (автомобильный комплект специальной обработки ДК-4, измеритель дозы ДП-5Б, огнетушитель ОУБ-3, прибор ночного видения ПНВ-57Е, волномер ОЮ47-1).

Основные характеристики

Производительность	6—7 ракет в час
Масса АКИПС (с прицепом)	Не более 10 000 кг
Габаритные размеры:	
длина с прицепом	10,8 м
ширина	2,5 м
высота	3,1 м
Время подготовки к работе (без учета времени на обогрев аппаратуры)	30 мин
Работа без дозаправки горючим	24 ч

Электропитание от ЭПА 9В617А или от внешнего источника питания трехфазное 400 Гц 220 В мощностью не менее 16 кВт. Внешний источник питания подключается к ЭПА 9В617А.

Потребляемая мощность с учетом работы компрессора не более 16 кВт.

АКИПС 9В242-1 обслуживает расчет, состоящий из пяти человек: начальник расчета — начальник АКИПС, старший оператор, оператор левого борта, оператор правого борта, водитель-электромеханик.

После развертывания АКИПС на позиции и приведения ее в рабочее состояние к ней на тележках 9Ф16М2.19 подвозят (на правый и левый борт) ракеты, которые с помощью кабельных связей соединяются с аппаратурой АКИПС. Проверка ракет ведется поочередно по правому и левому борту и осуществляется автоматически по заранее установленной программе аппаратурой 9В484.

В состав аппаратуры проверки ракет входят контрольно-вычислительная машина (КВМ) 9В56 и спецустройства.

Контрольно-вычислительная машина (КВМ) 9В56 предназначена для управления аппаратурой ЗУР и специальными устройствами, автоматического контроля и регулировки напряжений постоянного тока, временных интервалов и частот.

Специальные устройства осуществляют связь КВМ с ЗУР.

КВМ обеспечивает выполнение следующих функций:

автоматический контроль параметров электрических сигналов с выдачей результатов на табло индикации и на печать;

контроль напряжений постоянного тока, временных интервалов, суммы сигналов;

определение величины отклонения контролируемого параметра от номинального значения в долях поля допуска;

управление работой коммутаторов спецустройств.

Для выполнения указанных функций в состав КВМ входят: программное устройство, устройство управления, преобразователи,

анализатор, устройство индикации, печатающее устройство, коммутаторы, блоки регулирования и питания.

Специальные устройства обеспечивают выполнение следующих функций:

выдачу на ЗУР питающих напряжений и управляющих команд, а также СВЧ сигналов радиокоманд;

коммутацию контролируемых сигналов;

преобразование контролируемых переменных напряжений в постоянное напряжение;

контроль цепей безопасности и временных интервалов;

контроль чувствительности приемника и мощности ответного сигнала блока радиоуправления и визирования (РУ и В) ЗУР;

контроль энергетического потенциала радиолокационного взрывателя (РВ).

В состав спецустройств входят имитатор СВЧ сигналов СПК, устройство выработки команд, блок контроля чувствительности, преобразователь переменного напряжения в постоянное, два блока контроля энергетического потенциала РВ, пульт управления, устройства согласования, коммутаторы, блок питания, а также средства связи АПР с ракетой (защитные устройства, высокочастотные насадки, высокочастотные и низкочастотные кабели).

Проверка параметров бортовой аппаратуры ЗУР начинается со стыковки борта ракеты с аппаратурой проверки ракет с помощью электрических кабелей и шлангов пневмопитания, осуществляется заземление корпуса ракеты. После этого производится включение аппаратуры АКИПС и пуск программы проверки. Дальнейший процесс проверки параметров ЗУР осуществляется в автоматическом режиме.

При включении питания на АПР производится автоматическое приведение всех счетчиков и оперативных запоминающих устройств (ОЗУ) в исходное состояние, после чего запускается механизм перемещения перфоленты, на которой в виде цифрового двоичного кода нанесена программа.

Если к АПР подключена ракета, то специальной схемой постоянно осуществляется контроль цепей безопасности. При исправных цепях безопасности горит табло ЦВ ИСПРАВНО, при неисправных цепях табло не горит, выдача питающих напряжений на ЗУР становится невозможной. Если неисправность цепей безопасности возникла во время контроля параметров ЗУР, то контроль прекращается, с ракеты снимаются все команды и питающие напряжения.

Работа АПР при контроле параметров ЗУР осуществляется по жесткому алгоритму, записанному в виде программы на перфоленте. Программа содержит информацию о номере контролируемого параметра, управляющих командах, адресах, куда должны поступить команды, признаках адресов, эталонном значении контролируемого параметра в виде величины t_{min}, описывающей нижнее значение величины контролируемого параметра (отстоящее от номинального значения на минус 6,5 градации поля допуска),

а также о величине, характеризующей размер градаций поля допуска (Δt).

Работа АПР при реализации программы контроля параметра содержит следующие основные операции (см. рис. 4.2):

запись и выдачу на индикатор номера контролируемого параметра;

выдачу в устройства АПР необходимых управляющих команд;

запись в анализатор данных о величине (эталонной) контролируемого параметра;

преобразование напряжения, пропорционального величине контролируемого параметра во временной интервал;

анализ и выдачу на индикатор результатов анализа;

печать результатов и оценку годности контролируемого параметра.

Фотосчитывающее устройство после пуска перфоленты осуществляет последовательное считывание записанной программы в виде последовательности цифровых кодов. Считанная информация поступает соответственно: адреса команд — в ОЗУ адресов, коды команд — в ОЗУ команд. Дешифратор кода команд осуществляет распределение информации по трем направлениям. Код номера проверяемого параметра поступает на дешифратор номера и далее на индикацию и печать номера параметра.

Величины t_{min} и Δt поступают на ОЗУ анализатора, где используются для оценки контролируемого параметра.

Коды команд поступают на ОЗУ команд и далее подаются на соответствующие адресу команды коммутаторы спецустройств.

Адреса команд с ОЗУ адреса после дешифрирования поступают на коммутаторы спецустройств, осуществляя адресацию команд в соответствующие системы ЗУР.

С приходом управляющих команд спецустройства АПР вырабатывают соответствующие стимулирующие воздействия в виде напряжений питания, командных сигналов постоянного тока, СВЧ импульсов энергии, пневмопитания. Эти стимулирующие воздействия с помощью устройств связи подаются на борт ЗУР, где осуществляется их отработка. Ответные реакции элементов аппаратуры ЗУР, характеризующие их состояние, в виде напряжений переменного и постоянного тока, частоты, импульсов СВЧ энергии регистрируются АПР.

Для обеспечения удобства работы анализатора при обработке информации, имеющей в качестве носителя сигналы различной физической природы, все физические величины приводятся к единой форме — временному интервалу (t_x).

Продолжительность временного интервала (величина t_x) полностью характеризует контролируемый параметр. Задача преобразования выполняется преобразователями типа напряжение — время и частота — время.

Анализатор осуществляет сравнение истинного значения величины контролируемого параметра t_x с его эталонным значением (записано в ОЗУ анализатора). При этом определяется отклонение

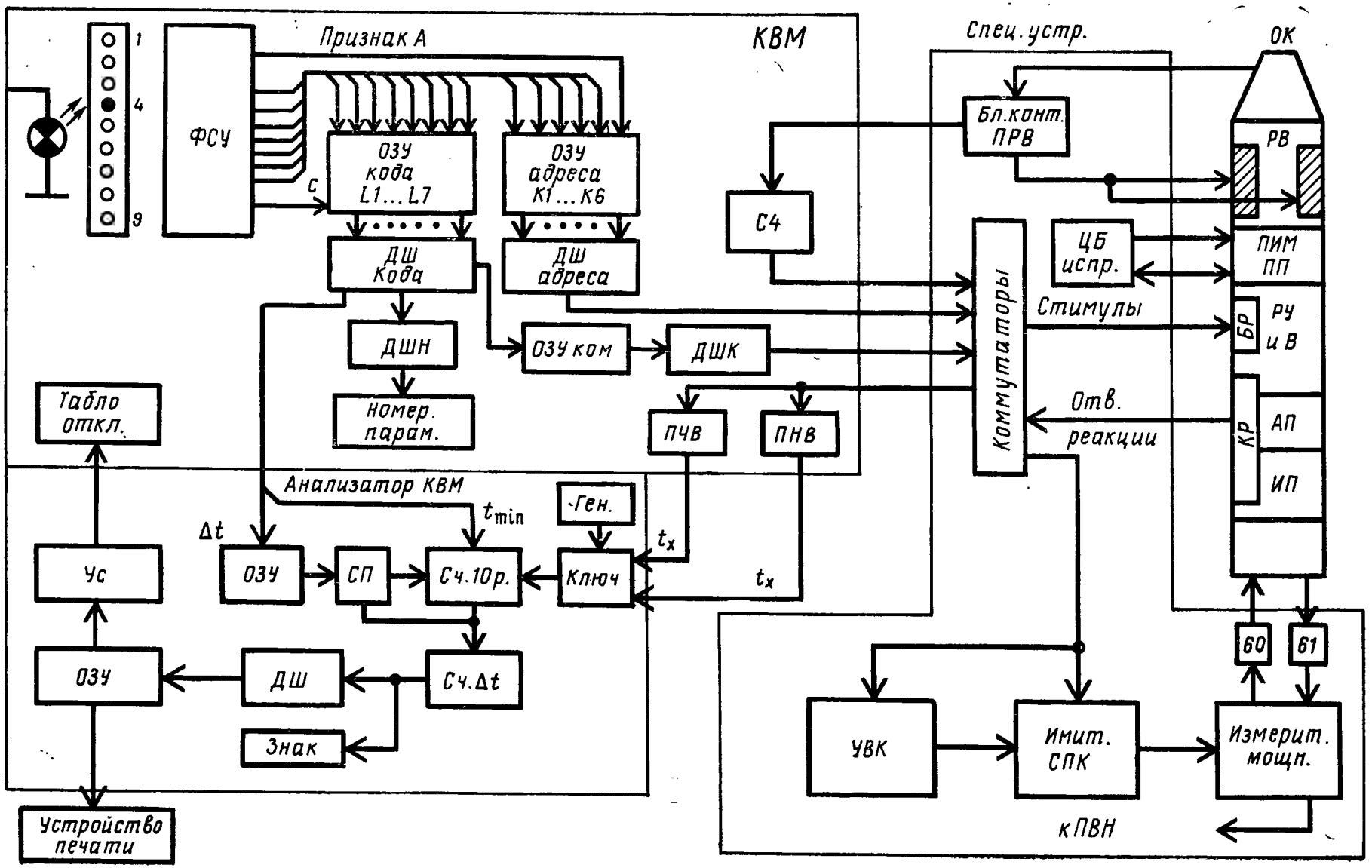


Рис. 4.2. Упрощенная схема АКИПС

истинного значения параметра от эталонного в градациях (долях) поля допуска. Все поле допуска разбито на 15 градаций с интервалом Δt (± 7, ± 6, ± 5, ± 4, ± 3, ± 2, $\pm 1{,}0$). При этом отсчет интервала поля допуска начинается от t_{min}, которое соответствует значению —6,5 градации. Параметр считается в допуске, если величина t_x находится в пределах ± 3 градаций поля допуска. С анализатора результаты контроля (величина отклонения параметра от номинала в градациях и знак отклонения) поступают на индикацию и печатающее устройство для регистрации на специальном чеке. Изделие считается исправным, если все параметры в допуске. При отказе хотя бы одного параметра загорается табло ОТКАЗ на пульте управления. По окончании проверки чек с результатами контроля подписывается начальником расчета АКИПС и укладывается в специальный карман формуляра на ЗУР.

Перед проверкой ракет или в случае неудовлетворительного результата проверки ЗУР производится самоконтроль АПР по специальной программе самоконтроля. Кроме того, в ЗИП АКИПС предусмотрены программы, используемые для регулировки параметров аппаратуры ракеты.

АПР может работать в четырех режимах:

автоматический контроль;

автоматический контроль с остановкой на параметрах, вышедших за пределы допуска;

выбор нужного параметра вручную и автоматический его контроль;

режим регулирования.

4.6. КОМПЛЕКТ НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ 9Ф16М2

Комплект наземного оборудования (КНО) предназначен для обеспечения обслуживания ракет в войсковых частях.

Основной особенностью схемы прохождения ракет является поставка ракет с заводов-изготовителей в войсковые части и последующее хранение ракет в полностью собранном и снаряженном виде.

КНО выполнен в подвижном варианте. Все технологическое оборудование при транспортировании укладывается в транспортировочные контейнеры (пакеты), которые обеспечивают перевозку КНО на бортовых автомобилях.

Основными элементами комплекта наземного оборудования являются:

тележки 9Ф16М2.17 и 9Ф16М2.19, используемые при проведении технического обслуживания ТПК и ракет;

приспособление 9Ф16М2.21 для извлечения (закатывания) ракет из ТПК на тележку 9Ф16М2.19 и обратно;

траверсы 9Ф16М2.22, ПГ261 и стропы 1М-16, 3М-16, применяемые при проведении такелажных работ с ЗУР и оборудованием;

пневмопульт 9Ф16М2.33 для проверки ракет на герметичность, продувки и проверки ТПК на герметичность;

комплект электроснабжения 26Э691, обеспечивающий распределение электроэнергии;

самопогрузчики 4901 (2 шт.), обеспечивающие транспортирование пакетов ТПК с ракетами на технологическом потоке и пакетов оборудования при перебазировании;

технологический комплект МС-1525АМ, предназначенный для защиты ракет от прямого попадания атмосферных осадков при проведении регламентных проверок;

бензоэлектрический агрегат АБ-8Т/400М, являющийся источником электропитания;

автокран 8Т210, обеспечивающий проведение погрузочно-разгрузочных работ;

универсальная компрессорная станция УКС-400В-131, обеспечивающая сжатым воздухом при продувке и проверке герметичности ТПК.

Комплект наземного оборудования обеспечивает:

разгрузочно-погрузочные работы с ракетами;

техническое обслуживание ракет;

устранение неисправностей на ракете, ТПК и кассете средствами ракетного ЗИП;

регулировку параметров бортовой аппаратуры;

продувку и проверку ракет и ТПК на герметичность;

погрузку ракет на автомобильный, железнодорожный, водный и воздушный транспорт;

подготовку и отправку ракет в соответствии с действующими наставлениями.

4.7. ЭЛЕКТРОННЫЙ ТРЕНАЖЕР 9Ф632

Электронный тренажер 9Ф632 предназначен для обучения и тренировки расчетов БМ 9А33БМ3 в решении тактических и огневых задач в условиях сложной воздушной обстановки без использования или с ограниченным использованием вылетов самолетов без расхода ракет и с обеспечением контроля работы расчетов.

Электронный тренажер позволяет одновременно проводить тренировку двух расчетов БМ 9А33БМ3 по имитированным целям в сложной помеховой обстановке, а также по реальным воздушным объектам с наложением помеховой обстановки.

В состав тренажера входят имитатор воздушной обстановки, имитатор боевой машины, система электропитания, аппаратура контроля работы расчета, средства связи, контрольно-измерительная аппаратура.

Вся аппаратура тренажера кроме агрегата питания АБ-8, возимого на прицепе, размещается в кузове К4.131 автомобиля ЗИЛ-131.

Имитатор воздушной обстановки предназначен для выработки на промежуточной частоте сигналов цели, помех и ракет и выдачи их в ИБМ тренажера и через щиток внешних связей в БМ 9А33БМ3.

Имитатор боевой машины предназначен для обучения и тренировки расчетов боевых машин без использования материальной части боевой машины и оценки уровня подготовки расчетов.

В состав системы электропитания входят агрегат питания АБ-8, панель включения, панель контроля, вторичные источники питания.

Аппаратура контроля работы расчета предназначена для объективного контроля работы операторов БМ при тренировке расчетов в кабине тренажера.

Аппаратура средств связи состоит из телефона ТА-57, предназначенного для связи с внешними абонентами, переговорного устройства Р-124 для связи внутри кузова и с боевой машиной.

Для проведения технического обслуживания и функционального контроля аппаратуры тренажер имеет встроенную систему контроля.

Кроме перечисленной аппаратуры в тренажере установлены: выносной пульт ТО02-7 для дистанционного управления положением имитируемых активных и пассивных помех; щиток внешних связей, предназначенный для связи с БМ 9А33БМ3 и подключения электропитания тренажера; шкаф ТО02-3 с выдвижной столешницей для выполнения электромонтажных работ; комплект кабелей внешних соединений в шкафу ТО02-3; система жизнеобеспечения; средства пожаротушения; комплект ЗИП.

Основные характеристики

Габаритные размеры тренажера:	
длина	7450 мм
длина с прицепом	12 000 мм
ширина	2400 мм
высота	3310 мм
Масса тренажера (без прицепа)	Не более 900 кг
Контрольный расход топлива на 100 км пути	40 л
Запас хода по контрольному расходу топлива при движении по грунтовым дорогам	850 км
Время развертывания и свертывания	Не более 30 мин
Скорость передвижения	По шоссейным дорогам до 60 км/ч, по грунтовым — до 39 км/ч
Преодолеваемые углы подъема (спуска)	Не более 30°
Мощность, потребляемая аппаратурой тренажера	Не более 8 кВт

Структурная схема тренажера приведена на рис. 4.3. Имитатор воздушной обстановки имитирует воздушную обстановку, ко-

торая передается на имитатор боевой машины тренажера и через щиток внешних связей на БМ 9А33БМ3. В свою очередь, из ИБМ в ИВО поступают команды и сигналы синхронизации, необходимые для формирования сигналов целей, ракет и помех на промежуточной частоте.

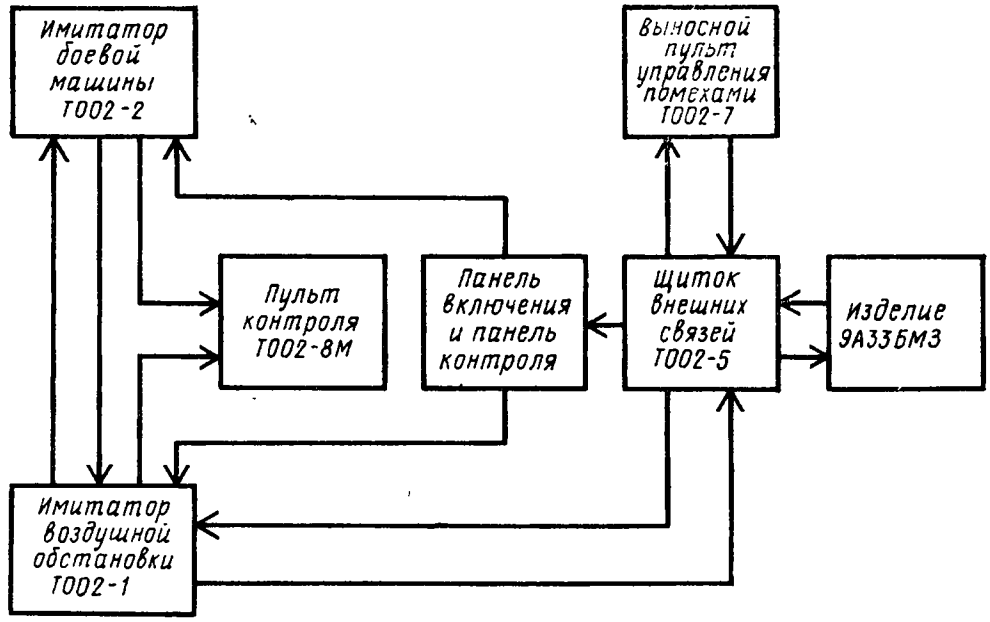


Рис. 4.3. Структурная схема тренажера

Тренажер обеспечивает возможность тренировки расчетов в выполнении операций: обнаружение, опознавание и выбор опасной имитируемой цели; захват и автосопровождение имитируемой цели по угловым координатам и дальности; автосопровождение имитируемой цели в условиях помех; работа по групповой разделяющейся цели; сопровождение низколетящей цели; определение момента пуска ракеты и пуск двух имитируемых ракет по одной имитируемой цели; захват, вывод и наведение ракет.

Тренажер имитирует от одной до четырех групп целей. Изменение количества целей в группе от одной до четырех обеспечивается путем выбора тактического построения целей в группе. В тренажере используются следующие строи: одиночная цель; колонна, не разрешаемая по дальности; колонна, разрешаемая по дальности; фронт пары; пеленг пары; ромб; квадрат.

Любая из групп либо все группы могут выполнять прямолинейный полет или полет с маневром в горизонтальной плоскости. Если маневрирующих групп больше одной, то маневр их осуществляется одновременно. Неманеврирующие группы также взаимосвязаны. Группы целей могут устанавливаться по дальности относительно начальной дальности, вырабатываемой ИКЦ тренажера, в интервале дальностей от 0 до 15 км. Для низколетящих целей возможна имитация пропадания любой из групп целей за счет влияния рельефа местности.

Тренажер имитирует формирование сигналов опознавания любой из групп целей, пуск двух противорадиолокационных ракет от любых одной или двух групп целей.

ИКЦ тренажера обеспечивает имитацию целей со следующими характеристиками: скорость движения цели — 50—500 м/с; скорость зависающего вертолета — 0 м/с; скорость ПРР — до 1000 м/с; начальная дальность приближающейся цели — до 45 км; высота полета цели — 25—5000 м; курсовой параметр цели — в пределах 0—30 км; азимут —0—360°.

Тренажер обеспечивает формирование сигнала ответа двух последовательно пущенных имитированных ракет (со скоростью до 500 м/с), имитацию промаха или поражения имитируемой цели имитируемой ракетой.

Тренажер имитирует на любом направлении следующие виды помех: активная шумовая; несинхронная импульсная; многократная ответно-импульсная; уводящая по дальности (только для сопровождаемой цели); пассивная; комбинация помех указанных видов.

Тренажер обеспечивает объективный контроль работы операторов БМ при тренировке расчетов в кабине тренажера с помощью пульта ТО02-8М.

При тренировке расчета в боевой машине в реальной воздушной обстановке с наложением имитируемой тренажером воздушной обстановки используется выносной пульт управления помехами ТО02-7, с которого можно управлять имитируемой помеховой обстановкой, находясь в БМ.

С помощью пульта контроля ТО02-8М в тренажере может быть осуществлен контроль работы расчетов, тренируемых непосредственно в тренажере, при этом на пульт ТО02-8М заведены команды и сигналы с ИВО и ИБМ, характеризующие работу тренируемого расчета.

Тренажер может работать в двух режимах: автономном и совместном.

Автономный режим предназначен для обучения расчета БМ в кабине тренажера. **Совместный режим** предназначен для тренировки расчетов БМ непосредственно на своих рабочих местах. Тренировка расчета БМ проводится после полного подключения аппаратуры тренажера через щиток связи ТО02-5 с помощью кабелей связи, входящих в комплект тренажера, к соответствующим системам боевой машины через щиток ОО05-6М БМ. При этом тренажер и БМ располагаются на расстоянии 3—10 м друг от друга. В совместном режиме работы обеспечивается тренировка расчета БМ в двух режимах тренировки: сопряжения и наложения.

В режиме «Сопряжение» расчет БМ тренируется по радиолокационной обстановке, создаваемой тренажером.

В режиме «Наложение» расчет БМ тренируется в реальной обстановке, на которую может быть наложена радиолокационная обстановка, имитируемая тренажером. При этом управление поме

ховой обстановкой осуществляется руководителем тренировки с помощью выносного пульта ТО02-7.

Режимы тренировки «Автономный» и «Сопряжение» могут быть совмещены по времени, в этом случае проводится тренировка одновременно двух расчетов: одного — в кабине тренажера, другого — в БМ 9А33БМ3. При этом руководитель тренировки может связываться через переговорное устройство тренажера с расчетом БМ или с расчетом, тренируемым в кабине тренажера.

5. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ КОМПЛЕКСА 9К33М3

5.1. СОДЕРЖАНИЕ И ЗАДАЧИ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОМПЛЕКСА

5.1.1. Общие положения по эксплуатации вооружения

Под эксплуатацией вооружения, ракет и боеприпасов понимается совокупность действий по подготовке и использованию их по назначению, техническое обслуживание, хранение, транспортирование и ремонт.

В общем случае эксплуатация вооружения начинается с момента изготовления его на заводе и кончается прекращением его существования в результате физического износа или морального старения.

Под использованием вооружения, ракет и боеприпасов понимается применение их в боевых и учебных целях с соблюдением установленных эксплуатационной документацией норм, правил и режимов, обеспечивающих их нормальную работу.

Большинство изделий, входящих в состав ЗРК, являются сложными радиотехническими устройствами, поэтому к их эксплуатации допускаются только лица, изучившие материальную часть и инструкции по эксплуатации изделий и имеющие соответствующее удостоверение. Все вопросы эксплуатации изделий комплекса могут быть успешно решены при условии отличного знания техники обслуживающим персоналом.

Для обеспечения постоянной боевой готовности комплекса 9К33М3 необходимо: регулярно проводить все виды технического обслуживания и ремонта в установленные сроки; немедленно устранять все неисправности, обнаруженные в процессе эксплуатации или хранения изделий комплекса; периодически пополнять израсходованный ЗИП.

Результаты периодического контроля изделий должны заноситься в формуляры на эти изделия. Контроль технического состояния изделий комплекса осуществляется согласно указаниям соответствующих разделов инструкций по эксплуатации этих изделий.

5.1.2. Указания по мерам безопасности

1. Во избежание несчастных случаев и повреждений аппаратуры при работе на изделиях комплекса **запрещается:**

допускать к работе с аппаратурой лиц, не ознакомленных с требованиями техники безопасности, изложенными в инструкциях по эксплуатации изделий;

находиться на расстоянии ближе 10 м от выхлопного патрубка при работе газотурбинного двигателя;

открывать люки БМ 9А33БМ3 в режиме БР. Выход из БМ разрешается только после отмены готовности к пуску;

производить заряжание и разряжание пускового устройства ракетами при включенной БМ;

входить в моторное отделение БМ и ТЗМ при работающем двигателе;

допускать к вождению изделий комплекса лиц, не имеющих специального удостоверения на право вождения машин данного типа.

2. Исходя из допустимых норм высокочастотного облучения, необходимо придерживаться следующих основных положений:

при работе передающей системы СОЦ в режиме поиска можно находиться (вне укрытия) не более 15 мин на расстоянии до 50 м от БМ 9А33БМ3 и не более 2 ч в сутки на расстоянии от 50 до 250 м, более длительное нахождение допустимо на расстоянии не менее 370 м;

при работе передающей системы ССЦ при нулевом угле места антенны ССЦ опасная зона занимает узкий сектор шириной 15—20 м в направлении излучения, при этом можно находиться в этом секторе не более 15 мин на расстоянии до 80 м от БМ и не более 2 ч в сутки на расстоянии от 80 до 500 м, более длительное нахождение допустимо на расстоянии не менее 650 м.

3. В целях обеспечения безопасности расчетов при работе в изделиях комплекса необходимо соблюдать следующие основные правила:

включение и выключение аппаратуры производить в строгой последовательности, указанной в инструкциях по эксплуатации соответствующих изделий;

обязательно заземлять источник внешнего электропитания при работе изделий от внешней сети;

выполнять все без исключения работы при включенных изделиях комплекса только при наличии не менее двух человек;

следить за состоянием противопожарного оборудования и огнетушителей, своевременно заменять огнетушители, срок годности которых истек;

следить, чтобы при движении вся аппаратура и оборудование изделий были надежно закреплены по-походному.

4. При работе с ракетой на изделиях 9А33БМ3, 9Т217БМ2, 9В242-1 обслуживающий персонал должен соблюдать меры безопасности при эксплуатации ракеты.

5. Условия безопасности при работе с изделиями 9А33БМ3, 9М33М3 (9М33М2), 9Т217БМ2, 9В210М3, 9Ф372М3, 9В242-1, 9Ф16М2, 9В914 обеспечиваются при соблюдении инструкций по эксплуатации на эти изделия.

5.1.3. Указания по службе частот и радиомаскировке

Выбор и установка литерных частот радиолокационных станций боевой машины 9А33БМ3, ракет 9М33М3 (9М33М2) и войсковых радиостанций связи типа Р-123М должны быть подчинены обеспечению наибольшей помехоустойчивости изделий комплекса и обеспечению радиомаскировки комплекса при его боевой работе. По соображениям электромагнитной совместимости расстояния между соседними БМ должны быть не менее 200 м, за исключением случая, когда питание осуществляется от источника внешнего электропитания (расстояние на максимальную длину кабеля).

Боевые машины 9А33БМ3 поступают в войска настроенными на определенные фиксированные частоты в пределах отведенного для их работы частотного диапазона. Условные обозначения фиксированных частот называются литерами частот. Частоты подразделяются на основные (мирного времени) и запасные (военного времени). Указанные частоты назначаются с учетом обеспечения работы радиоэлектронных средств боевых машин без взаимных помех, а также устойчивой работы в условиях электронного подавления их противником. Использование всего диапазона частот РЭС, т. е. снятие частотных ограничений мирного времени, предусматривается в период приведения соединений и частей в повышенные степени боевой готовности путем доведения до командных пунктов частей ПВО единого, заранее установленного в военном округе (группе войск) сигнала.

В зенитной ракетной батарее «Оса-АКМ» боевые машины настроены на частоты, литеры которых приведены в разделе I табл. 5.1. В зенитном ракетном полку боевые машины третьей и пятой батарей настраиваются на литеры первой батареи, боевые машины четвертой батареи настраиваются на литеры второй батареи. При этом СОЦ и ССЦ настроены на основные частоты (каждая станция на одну из четырех литер), в станциях передачи команд (два ракетных канала) используется весь частотный диапазон (восемь литер). Номера литер для СПК первого и второго каналов, указанные в табл. 5.1, соответствуют реальной нумерации литер, на которые настраиваются передатчики СПК. Таким образом, первый канал СПК настраивается на литеру по номеру большую, чем II канал СПК (частота передатчика СПК I канала ниже, чем частота II канала). Значения частот, указанные в табл. 5.1, приведены в формуляре на боевую машину.

Приемные системы СВР по несущей частоте имеют литеры **А** и **Б**. На всех боевых машинах 9А33БМ3 устанавливается литера **Б** (в табл. 5.1 она условно обозначена **Е**). Переход на литеру **А** может быть произведен только по особому решению.

Таблица 5.1

№ раздела	Наименование РЭС	Состояние РЭС	Распределение литерных частот на БМ							
			1-й батареи				2-й батареи			
			1	2	3	4	1	2	3	4
I	СОЦ	Исходное положение	Б1	Б2	Б3	Б4	Б1	Б2	Б3	Б4
	ССЦ		В1	В2	В3	В4	В1	В2	В3	В4
	СПК									
	I канал		А3	А4	А7	А8	А3	А4	А7	А8
	II канал		А1	А2	А5	А6	А1	А2	А5	А6
	СВР					Е				
II	СОЦ	Процесс перестройки	Б1	Б2 ↓ Г2	Б3	Б4 ↓ Г4	Б1 ↓ Г1	Б2	Б3 ↓ Г3	Б4
	ССЦ		В1	В2 ↓ Д2	В3	В4 ↓ Д4	В1 ↓ Д1	В2	В3 ↓ Д3	В4
III	СОЦ	После перестройки	Б1	Г2	Б3	Г4	Г1	Б2	Г3	Б4
	ССЦ		В1	Д2	В3	Д4	Д1	В2	Д3	В4

При получении сигнала на снятие частотных ограничений перестраиваются только СОЦ и ССЦ (по две боевые машины в каждой батарее) в соответствии с разделом II табл. 5.1. Остальные РЭС боевых машин не перестраиваются. В СОЦ и ССЦ БМ перестройке подлежат приемная система (стабильный гетеродин, высокочастотный фильтр, усилитель высокой частоты на ЛБВ), передающая система (магнетронный генератор) и система АПЧМ. В первую очередь перестраиваются приемные системы СОЦ и ССЦ.

Перестройка приемной системы заключается в перестройке стабильного гетеродина и высокочастотного фильтра (для ССЦ — двух высокочастотных фильтров), а также в проверке режима работы УВЧ. Стабильные гетеродины приемных систем СОЦ и ССЦ выполнены на отражательных клистронах и имеют два вида на-

стройки: механическую и электронную. Механическая настройка (изменение объема резонаторной камеры) осуществляется с помощью микрометрического винта стабильного гетеродина; электронная настройка (нахождение максимальной мощности генерации клистрона) производится регулировкой напряжения на отражателе с помощью потенциометра НАПР. ОТРАЖ. узла стабильного гетеродина. Высокочастотный фильтр перестраивается микрометрическим винтом. После настройки стабильного гетеродина необходимо проверить токи детекторов приемной системы.

Перестройка передатчика включает настройку системы АПЧМ (в режимах РПЧМ и АПЧМ) и настройку самого магнетронного генератора на рабочую частоту ходовым винтом механизма перестройки. После перестройки передатчика необходимо проверить средний ток магнетрона и мощность передатчика по приборам блока ОО62-6М, при необходимости выставить средний ток магнетрона. Для перестройки СОЦ (ССЦ) на новую литеру необходимо знать показания микрометрического винта волномера ОП41-1 (ОС41-1), соответствующие частоте стабильного гетеродина и магнетронного генератора.

В СВР БМ перестраивается только приемная система (стабильные гетеродины и высокочастотные фильтры). Перестройка приемной системы СВР производится по каналам вывода и наведения и заключается в изменении объема резонаторов стабильных гетеродинов и высокочастотных фильтров переключателями объемных резонаторов, имеющими два фиксированных положения: А и Б. Кроме того, регулировками НАПР. ОТРАЖ. гетеродинов I и II каналов вывода и каналов наведения устанавливаются напряжения, соответствующие максимальной мощности генерации. После настройки приемной системы СВР на соответствующую литеру необходимо проверить токи детекторов каналов вывода и наведения приемной системы СВР. Для проверки частоты гетеродина СВР необходимо знать показания микрометрического винта волномера ОЮ47-1, соответствующие частоте стабильного гетеродина.

Перестройка СПК БМ включает перестройку частоты гетеродина СПК (блок ОК62-4М) и установку частот магнетронных генераторов СПК-I и СПК-II в положениях НОРМ. и СМЕНА (переключатель СМЕНА ЛИТЕРА блока ОО04-11М1). Гетеродин системы АПЧМ перестраивается изменением объема резонатора с помощью переключателя, имеющего пять фиксированных положений (среднее положение не используется). При установке переключателя в одно из четырех рабочих положений гетеродин обеспечивает настройку передающих систем СПК на одну из четырех пар литер: 1—3, 2—4, 5—7 и 6—8. Окончательная настройка гетеродина осуществляется потенциометром НАПР. ОТРАЖ. блока ОК62-4М, после чего необходимо проверить токи детекторов линеек АПЧМ. Настройка магнетронов СПК-I и СПК-II на соответствующие литеры производится ходовыми винтами механизмов перестройки и соответствующими потенциометрами, расположенными на панели АПЧ-АМ. С помощью ходовых винтов механизмов перестройки

магнетронные генераторы СПК-I и СПК-II настраиваются на одну частоту — частоту гетеродина. Разнос частот передатчиков СПК-I и СПК-II относительно частоты гетеродина на установленные литеры, а также настройка системы АПЧМ СПК в различных режимах осуществляются потенциометрами панели АПЧ-АМ. Проверка настройки частоты передатчиков СПК-I и СПК-II осуществляется в режимах НОРМ. и СМЕНА по загоранию ламп ЗАХ. АПЧ-I и ЗАХ. АПЧ-II на блоке ОО04-11М1 и по измерительным приборам блока ОО62-6М. Для перестройки СПК-I и СПК-II на новые литеры необходимо знать положение переключателя гетеродина и показания микрометрического винта волномера ОП41-I, соответствующие частоте магнетронных генераторов СПК-I и СПК-II.

Для ЗРК 9К33М3 с командной системой наведения точность юстировки электрических осей антенн ССЦ и СВР в значительной степени определяет качество вывода, а в режиме наведения непосредственно влияет на величину промаха. Поэтому после перестройки ССЦ и СВР на новые литеры необходимо провести проверку настройки электрических и оптических осей станций и проверку масштабов сигналов ошибок на входе СРП. Эти проверки проводятся после перестройки станций только при наличии времени.

Перестройку БМ 9А33БМ3 производят расчеты БМ и МТО. Методика перестройки станций боевой машины 9А33БМ3 приведена в инструкции по эксплуатации БМ. Для проведения работ по перестройке и проверке БМ совместно с ЮМ используется комплект волномеров, облетный блок ОО05-9М, трубка холодной пристрелки ТХП-12-80 и КИА, которые находятся в МТО (облетный блок — в ЮМ).

Радиомаскировка при проведении регламентных и ремонтных работ обеспечивается работой передающих систем на эквивалент антенны. При этом дальность обнаружения излучения по направлению диаграммы направленности антенны СОЦ составляет до 10 км (при чувствительности разведывательного приемника 10^{-10} Вт), дальность обнаружения излучения ССЦ — до 4 км, СПК — до 2 км (при чувствительности приемника $5 \cdot 10^{-7}$ Вт). Работа передатчика СОЦ на излучение в мирное время должна производиться только на разрешенных частотах. Работа передатчика ССЦ в мирное время должна производиться только на разрешенных частотах с излучением в разрешенных направлениях пространства. Включение передатчиков СПК на излучение должно производиться в установленных местах (на полигонах).

Установку литерных частот приемного устройства блока радиоуправления ракеты производить по методике, приведенной в инструкции по эксплуатации ракеты, в строгом соответствии с литерными частотами СПК БМ 9А33БМ3. В вопросе радиомаскировки необходимо руководствоваться войсковыми инструкциями по радиомаскировке зенитных ракетных комплексов.

Для уменьшения взаимных помех позиции комплексов 2А6, 2К11, 2К12 и их модификаций должны быть не ближе 500 м от места расположения БМ.

5.2. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И РЕМОНТ ЗРК 9К33М3

Под техническим обслуживанием вооружения, ракет и боеприпасов понимается комплекс работ для поддержания исправности вооружения, ракет и боеприпасов при подготовке и использовании их по назначению, при хранении и транспортировании.

Техническое обслуживание вооружения заключается в проверке его укомплектованности и исправности, чистке и мойке, настройке и регулировке, смазке и заправке (дозаправке) эксплуатационными материалами и устранении неисправностей и недостатков, замене деталей с ограниченными сроками службы и хранения, проверке средств измерения, пультов и технического освидетельствования грузоподъемных машин и сосудов высокого давления.

Техническое обслуживание вооружения, смонтированного на базовых машинах или базовых шасси, проводится комплексно, т. е. работы выполняются одновременно как на специальной части, так и на базовой машине, при этом за основу берутся виды технического обслуживания вооружения, а соответствующие виды технического обслуживания шасси с ними комплексируются.

Под ремонтом понимается комплекс работ для поддержания и восстановления исправности вооружения. Состояние ремонта, как и состояние технического обслуживания, обеспечивает исправность вооружения при нахождении его в основных состояниях.

Техническое обслуживание и ремонт вооружения и военной техники должны осуществляться в соответствии с Руководством по организации комплексного технического обслуживания и ремонта вооружения и военной техники СА и ВМФ, Руководством по эксплуатации ракетно-артиллерийского вооружения, а также эксплуатационной документацией на соответствующий образец вооружения и военной техники.

Единая система комплексного технического обслуживания и ремонта вооружения и военной техники является планово-предупредительной, основанной на обязательном проведении установленных видов технического обслуживания и ремонта всех составных частей ВВТ в зависимости от величины наработки (километров пробега, количества выстрелов, циклов, пусков, часов работы) или календарных сроков с учетом условий эксплуатации. Сущность комплексного технического обслуживания заключается в совмещении по целям, месту и времени выполнения работ по техническому обслуживанию образца вооружения. Основой обеспечения высокой постоянной готовности ВВТ к использованию по назначению является своевременное, полное и качественное проведение предусмотренных нормативно-техническими документами комплексного технического обслуживания и текущего ремонта.

В военное время, когда по условиям обстановки не представляется возможным провести техническое обслуживание в полном объеме, в первую очередь должны быть проведены операции, без

которых образцы вооружения и военной техники не могут быть использованы по назначению.

Единая система комплексного технического обслуживания и ремонта вооружения и военной техники включает в себя:

техническое обслуживание при использовании: контрольный осмотр (КО), ежедневное техническое обслуживание (ЕТО), техническое обслуживание № 1 (ТО-1), техническое обслуживание № 2 (ТО-2), сезонное техническое обслуживание (СО), регламентированное техническое обслуживание (РТО);

техническое обслуживание при кратковременном хранении: техническое обслуживание № 1 при хранении (ТО-1х);

техническое обслуживание при длительном хранении: техническое обслуживание № 1 при хранении (ТО-1х), техническое обслуживание № 2 при хранении (ТО-2х), регламентированное техническое обслуживание (РТО);

ремонт: текущий ремонт (ТР), средний ремонт (СР), капитальный ремонт (КР), регламентированный ремонт (РР).

КО, ЕТО и ТР проводятся по мере необходимости в процессе использования вооружения и военной техники. Если ВВТ не используются, то контрольный осмотр не проводится, а проведение ЕТО планируется в сроки, установленные НТД. ТО-1, ТО-2 и СО при использовании, регламентированное ТО при использовании и длительном хранении, ТО-1 и ТО-2 при длительном хранении, а также средний, капитальный и регламентированный ремонт ВВТ в мирное время являются, как правило, плановыми. Сезонное обслуживание проводится в сроки, установленные командующими войсками округов (групп войск). При проведении СО также проводится очередное ТО-1, ТО-2 или РТО. Если к моменту очередного номерного технического обслуживания при использовании вооружения и военной техники отдельные составные части ВВТ не достигли 50% установленной наработки, то разрешается проводить вид технического обслуживания этих составных частей по объему на одну ступень ниже проводимого на основной составной части.

Комплексное техническое обслуживание и ремонт образцов вооружения и военной техники и их составных частей, принятых на вооружение до введения в действие Руководства по организации комплексного технического обслуживания и ремонта вооружения и военной техники СА и ВМФ, осуществляются в соответствии с требованиями единой системы (табл. 5.2). До приведения нормативно-технических документов в соответствие с Руководством по организации комплексного технического обслуживания и ремонта вооружения и военной техники СА и ВМФ ранее установленные виды технического обслуживания и ремонта совмещаются с видами технического обслуживания и ремонта единой системы, указанными в табл. 5.3.

Для ЗРК 9К33М3 согласно действующим в настоящее время нормативно-техническим документам проводятся следующие виды технического обслуживания: КО, ТеО, ТО-1, ТО-2, СО. Допускает-

Таблица 5.2

Виды технического обслуживания и ремонта	Назначение видов технического обслуживания и ремонта	Периодичность проведения	Кто проводит
А. Техническое обслуживание при использовании			
КО	Проверка технического состояния ВВТ перед выполнением предстоящей задачи. Устранение выявленных недостатков	Перед боем, маршем, занятиями и учениями (стрельбой, пуском, боевой работой, действиями), транспортированием, в местах боевого дежурства, на привалах при совершении марша	Расчеты, водители машин
ЕТО	Подготовка ВВТ к использованию	После боя, марша, занятий, учений, транспортирования. Если ВВТ не используются, то с периодичностью, установленной НТД	То же
ТО-1	Поддержание ВВТ в работоспособном (исправном) состоянии до очередного номерного технического обслуживания	После истечения установленной НТД наработки (часов, моточасов, циклов, пусков, выстрелов, километров пробега) или интервала времени	Расчеты, водители машин и подразделения технического обслуживания, ремонта и регламентно-настроечных работ войсковой части
ТО-2	Поддержание ВВТ в работоспособном (исправном) состоянии до очередного номерного обслуживания	После истечения установленной НТД наработки или интервала времени. Перед боевыми действиями или постановкой образца на длительное хранение независимо от предыдущей наработки (интервала времени)	Подразделения технического обслуживания, ремонта и регламентно-настроечных работ войсковой части с привлечением расчетов и водителей машин

Продолжение табл. 5.2

Виды технического обслуживания и ремонта	Назначение видов технического обслуживания и ремонта	Периодичность проведения	Кто проводит
СО	Подготовка ВВТ к зимнему или летнему периоду эксплуатации	Два раза в год при переходах с зимнего на летний и с летнего на зимний периоды эксплуатации	Расчеты, водители машин и подразделения технического обслуживания, ремонта и регламентно-настроечных работ войсковой части
РТО	Обеспечение работоспособности (исправности) ВВТ с ограниченной наработкой	После истечения интервалов времени, установленных НТД	Подразделения технического обслуживания, ремонта и регламентно-настроечных работ войсковой части с привлечением расчетов и водителей машин
	Б. Ремонт		
ТР	Обеспечение или восстановление работоспособности образца ВВТ путем замены и (или) восстановления отдельных частей	При получении боевых повреждений и возникновении неисправностей, устранение которых действующими НТД предусмотрено при ТР	Подразделения технического обслуживания, ремонта и регламентно-настроечных работ войсковой части с привлечением расчетов и водителей машин. Кроме того, в военное время фронтовые и армейские ремонтно-восстановительные базы
СР	Восстановление исправности и частичное восстановление ресурса образца ВВТ с заменой или восстановлением составных частей ограничен-	При получении боевых повреждений и возникновении неисправностей, устранение которых действующими НТД предусмотрено при СР.	В военное время фронтовые и военные ремонтно-восстановительные базы, в мирное время армейские ремонтно-восстановительные базы.

Окончание табл. 5.2

Виды технического обслуживания и ремонта	Назначение видов технического обслуживания и ремонта	Периодичность проведения	Кто проводит
	ной номенклатуры и контролем технического состояния составных частей, выполняемые в объеме, установленном в НТД	После истечения установленного межремонтного ресурса	Кроме того, ремонтно-восстановительные части соединений, если в них согласно НТД предусмотрено проведение СР
КР	Восстановление исправности и полное или близкое к полному восстановление ресурса образца ВВТ с заменой или восстановлением любых его частей, включая базовые	При получении боевых повреждений и возникновении неисправностей, устранение которых действующими НТД предусмотрено при КР. После истечения установленного межремонтного ресурса	Стационарные ремонтные предприятия округов, групп войск и центрального подчинения
РР	Полное или близкое к полному восстановление ресурса и надежности ВВТ с ограниченной наработкой или содержащихся на длительном хранении	После истечения интервалов времени, установленных НТД	Стационарные ремонтные предприятия округов, групп войск и центрального подчинения

Таблица 5.3

Виды технического обслуживания и ремонта единой системы	Виды технического обслуживания и ремонта, совмещенные с видами технического обслуживания и ремонта единой системы	Периодичность проведения технического обслуживания и ремонта
А. Техническое обслуживание при использовании		
КО	КО	Перед боем, маршем, занятиями и учениями (стрельбой, пуском, боевой работой), транспортированием, в местах боевого дежурства, на привалах и при совершении марша и до преодоления водной преграды
ЕТО	ТеО	После боя, марша, занятий, учений, транспортирования и преодоления водных преград. Если ВВТ не используются, то один раз в две недели
ТО-1	ТО-1	Периодичность в соответствии с Руководством по эксплуатации ракетно-артиллерийского вооружения. Перед боевыми действиями или постановкой образца на кратковременное хранение независимо от наработки (интервала времени)
ТО-2	ТО-2	Периодичность в соответствии с Руководством по эксплуатации ракетно-артиллерийского вооружения. Перед боевыми действиями или постановкой образца на длительное хранение независимо от предыдущей наработки (интервала времени)
СО	СО	Два раза в год
РТО	ТО-2	В сроки, установленные НТД ГРАУ МО
Б. Ремонт		
ТР	ТР	При получении боевых повреждений и возникновении неисправностей, устранение которых действующими НТД предусмотрено при ТР
СР	СР	При получении боевых повреждений и возникновении неисправностей, устранение которых действующими НТД предусмотрено при СР. После истечения межремонтного срока (ресурса), установленного Руководством по организации ремонта ракетно-артиллерийского вооружения

Окончание табл. 5.2

Виды технического обслуживания и ремонта единой системы	Виды технического обслуживания и ремонта, совмещенные с видами технического обслуживания и ремонта единой системы	Периодичность проведения технического обслуживания и ремонта
КР	КР	При получении боевых повреждений и возникновении неисправностей, устранение которых действующими НТД предусмотрено при КР. После истечения межремонтного срока (ресурса), установленного Руководством по организации ремонта ракетно-артиллерийского вооружения
РР	–	После истечения межремонтного срока (ресурса), установленного Руководством по организации ремонта ракетно-артиллерийского вооружения

Примечание. РР вводится генеральным заказчиком ВВТ с момента издания НТД на РР, разработанных в соответствии с единой системой технического обслуживания и ремонта ВВТ.

ся совмещение видов технического обслуживания. Следует помнить, что техническое обслуживание изделий комплекса проводится как по календарному сроку, так и по наработке и пробегу. Все виды технического обслуживания элементов комплекса, их периодичность, объем и последовательность работ, а также материальное обеспечение проводимых работ изложены в соответствующих инструкциях по эксплуатации на изделия комплекса. **Запрещается** нарушать периодичность и сокращать объем работ, предусмотренных инструкциями.

При проведении технического обслуживания БМ 9А33БМ3 используется аппаратура функционального контроля, контрольно-измерительная аппаратура и стенды МТО, приспособления и инструменты ЗИП-1А, ЗИП-1Б и ЗИП-2. Кроме того, используется инструмент, находящийся внутри блоков.

КО и ТеО проводятся силами расчета БМ. СО, ТО-1, ТО-2 проводятся силами расчетов МТО и БМ, а по самоходному шасси 5937 с привлечением специалистов ремонтной мастерской войсковой части. Суммарная продолжительность всех видов технического обслуживания за год установлена 192 ч в год проведения ТО-1, 223 ч — в год проведения ТО-2 без учета обслуживания шасси 5937 при наработке радиотехнической аппаратуры не более 110 ч. Про-

должительность работы и расход ресурса по всем видам технического обслуживания приведены в табл. 5.4.

Данные табл. 5.4 могут быть изменены после приведения нормативно-технических документов в соответствие с Руководством по организации комплексного обслуживания и ремонта вооружения и военной техники СА и ВМФ.

Таблица 5.4

Вид ТО	Количество ТО в год	Затрачиваемое время, чел.-час.		Расход ресурсов, ч			
				РТА		ГТД	
		на одно обслуживание	в год	на одно обслуживание	в год	на одно обслуживание	в год
КО	40	1,8/2,6	72/104	0,17	6,8	–	–
ТеО	11	7,0/10,7	77/112	5,0	55	0,3	3,3
СО	2	5,6/10,8	11,2/21,6	2,4	4,8	0,33	3,63
ТО-1	1	32,9/195	32,9/195	45,9	45,9	0,41	0,41
ТО-2	Один раз в два года	62,9/258	62,9/258	49,6	49,6	0,5	0,5

Примечание. В числителе приведено время (в чел.-час.) по максимальному пути сетевого графика. В знаменателе приведено суммарное время (в чел.-час.), необходимое на обслуживание.

С целью улучшения вопросов планирования и организации технического обслуживания для каждого вида обслуживания разработаны сетевые графики, варианты которых приведены в соответствующих инструкциях по эксплуатации.

Независимо от установленной периодичности обслуживания БМ 9А33БМ3 подвергается техническому обслуживанию систем и приборов. При этом проводится соответствующее техническое обслуживание только той системы, блока или прибора, которые подлежат внеочередному техническому обслуживанию.

Техническое обслуживание должно проводиться в закрытом отапливаемом помещении, за исключением работ по юстировочной аппаратуре и включения передатчиков на излучение. Для удобства и ускорения проведения технического обслуживания БМ целесообразно иметь подготовленное помещение, оборудованное специаль-

ными стеллажами. Если БМ 9А33БМ3 находилась на хранении, то перед проведением технического обслуживания необходимо провести расконсервацию.

Техническое обслуживание шасси 5937 проводится в соответствии с требованиями инструкции по техническому обслуживанию колесных шасси 5937 и 5939. При этом необходимо в операторском отсеке снять Р-123М, ГА-3 и кожухи, мешающие допуску к нишам колес.

Техническое обслуживание изделий 9М33М3 (9М33М2) является периодическим и предназначено для контроля и поддержания в исправном техническом состоянии кассет и ракет в условиях эксплуатации, а также для устранения возможных неисправностей кассет и ракет в войсковых частях, на базах и арсеналах средствами ЗИП. Перечень оборудования, приспособлений, необходимых для проведения технического обслуживания, приводится в техническом описании и инструкции по техническому обслуживанию комплекта наземного оборудования.

Для ремонта и технического обслуживания боевых средств комплекса в изделиях комплекса 9К33М3 имеются комплекты ЗИП, которые подразделяются на единичные, групповые и ремонтные.

Одиночный комплект ЗИП-1 для БМ 9А33БМ3 делится на две части:

индивидуальный комплект (ЗИП-1А), размещенный непосредственно в каждой боевой машине и предназначенный для устранения неисправностей силами расчета. Он состоит из предохранителей, электровакуумных приборов, плавких вставок, инструмента;

одиночный комплект (ЗИП-1Б), размещенный в машине технического обслуживания и предназначенный для проведения ремонта и технического обслуживания четырех боевых машин 9А33БМ3. Комплект ЗИП-1Б состоит из запасных частей, КИА, принадлежностей и материалов, необходимых для пополнения ЗИП-1А и замены неисправных элементов в БМ 9А33БМ3, не предусмотренных в ЗИП-1А.

Одиночный комплект ЗИП-1 для шасси 5937, 5939 размещается непосредственно в самих шасси.

Групповой комплект ЗИП-2 размещается в специальных контейнерах машины ЗИП-2, предназначен для пополнения комплекта ЗИП-1Б и обеспечения ремонта аппаратуры четырех БМ 9А33БМ3.

Групповой комплект ЗИП-2 для шасси 5937, 5939 комплекса 9К33М3 размещается в ящиках, хранится на складах и перевозится на транспортных машинах войсковых частей.

Ремонтный комплект ЗИП-3 поставляется один на 12 БМ 9А33БМ3 и используется для ремонта БМ в ремонтных органах.

Состав возимого в БМ ЗИП-1А приведен в формуляре на боевую машину.

При ремонте и обслуживаниях аппаратуры **категорически запрещается**: изменять заводские схемы и монтаж блоков; заменять вышедшие из строя детали другими, не соответствующими специ-

фикации; оставлять неустраненными какие-либо неисправности БМ; применять вместо пайки скрутку проводов; производить механические работы и отключение разъемов при невыключенном питании БМ; применять нештатный инструмент; работать с паяльником в моторном отделении при выключенной противопожарной системе; устанавливать предохранители выше требуемых номиналов.

Результаты технического обслуживания и ремонта записываются в формуляры на БМ.

5.3. ХРАНЕНИЕ И ТРАНСПОРТИРОВАНИЕ СРЕДСТВ КОМПЛЕКСА

Под хранением понимается содержание вооружения в местах хранения в исправном состоянии с применением средств и методов защиты от воздействия окружающей среды. В состояние хранения вооружение переводится в тех случаях, когда возможности по обслуживанию его ограничены или когда требуется сохранить вооружение в течение длительных сроков. Хранится вооружение, как правило, выведенным из состояния боеготовности. Перевод вооружения в состояние хранения оформляется документально, вооружение консервируется. Хранение вооружения может быть кратковременное (до одного года) и длительное (более одного года).

Хранение и сбережение изделий комплекса 9К33М3 могут производиться как на открытых площадках, так и в закрытых помещениях. При хранении все машины комплекса должны быть закрыты штатными чехлами. В течение хранения комплекса 9К33М3 должен быть проведен комплекс мероприятий, обеспечивающих исправность техники в течение всего срока хранения и постоянную готовность к последующей эксплуатации. Для выполнения этих требований проводятся осмотры (проверки) хранимых изделий и их техническое обслуживание. Техническое обслуживание изделий комплекса 9К33М3 должно выполняться при строгом соблюдении правил техники безопасности.

Под транспортированием понимается перевозка вооружения различными видами транспорта: железнодорожным, воздушным, автомобильным и водным. Состояние транспортирования характеризуется действием на вооружение вибрационных и ударных нагрузок, которые определяются транспортными устройствами, дорожными условиями и скоростью передвижения.

ЗРК 9К33М3 может транспортироваться по железным дорогам СССР, по западноевропейским железным дорогам, в самолете типа Ил-76 и водным транспортом. При перевозке средств комплекса различными видами транспорта необходимо руководствоваться соответствующими инструкциями по их транспортированию.

БМ 9А33БМ3 перед погрузкой для транспортирования по западноевропейским железным дорогам и в самолете типа Ил-76 подвергается частичной разборке с применением подъемного устройства. При этом достигается уменьшение высоты антенно-пуско-

вого устройства. Примерное время раскладки и сборки АПУ около 90 мин. Погрузка средств комплекса на железнодорожные платформы, а также в самолет типа Ил-76 должна производиться с соблюдением правил техники безопасности. Закрепление изделий на железнодорожных платформах должно производиться согласно схемам закреплений, приложенным к инструкциям по транспортированию. После погрузки и закрепления изделий комплекса каждая платформа с грузом должна пройти проверку на вписывание ее в железнодорожный габарит.

Погрузка изделий комплекса в самолет типа Ил-76 и их закрепление производятся под наблюдением командира самолета. В зависимости от обстановки (определяет командир самолета) погрузка может производиться своим ходом или с применением электролебедки самолета.

Перевозка БМ 9А33БМ3 морским путем производится только в трюмах или других закрытых помещениях, перевозка на речных судах может производиться и на открытых палубах. Погрузка БМ для транспортирования водным транспортом производится на низкобортные суда своим ходом, а в остальных случаях береговыми и плавучими кранами, судовыми стрелами. Перед погрузкой должны быть сняты ракеты и штыри антенн радиостанций. После погрузки БМ должна быть закреплена.

Во избежание поломок элементов АПУ и разгерметизации аппаратуры перевод БМ в габарит 02-Т должен производиться предварительно обученным расчетом под наблюдением командира БМ в строгом соответствии с инструкцией по эксплуатации.

5.4. ОСОБЫЕ УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОМПЛЕКСА

Для совершения марша БМ 9А33БМ3 с неработающей аппаратурой боевую машину необходимо перевести в положение по-походному, закрыть все вентиляционные и входные люки, зачехлить АПУ.

При движении боевой машины с работающей аппаратурой все люки (кроме люков, обеспечивающих работу БМ) должны быть закрыты. Ручные стопора $\varepsilon_н$, $\Delta\varepsilon$I, $\Delta\varepsilon$II, укладочный стопор блока ОП74-12М2 расстопорить. На блоке ОО96-9М1 включить подкачку отсеков. В ночное время при совершении марша в режиме светомаскировки наблюдение за дорогой осуществляется с помощью приборов ночного видения. Все внешние осветительные приборы в этом случае должны быть выключены.

Места, имеющие ограничения в габаритах по высоте, необходимо проезжать со сложенным блоком ОП74-12М2. Высота БМ в этом случае составляет 400 см. При проезде боевой машины, загруженной изделиями 9М33М3 (9М33М2), под мостами и туннелями, имеющими высоту менее 4000 мм, необходимо уменьшить высоту БМ до 3800 мм следующим образом: выключить аппаратуру; уложить блок ОП74-12М2; раздвинуть платформы изделия

9П35М2 относительно блока ОП74-12М2, вращая рукоятку винтового механизма по стрелке ВНИЗ до упора; установить угломестный корпус антенны ССЦ по $\varepsilon_н = 13\text{-}35$ и застопорить; включить выключатель аккумуляторных батарей и проверить на панели укладки загорание табло СТОПОР. ПОХОД., $q_н$ ЗАСТОП. и ГАБАР. 3800. После проезда под мостами и туннелями привести боевую машину в исходное положение.

Передвижение в условиях лесистой местности осуществляется обязательно в положении по-походному с застопоренными ручными стопорами $\varepsilon_н$, $\Delta\varepsilon$I, $\Delta\varepsilon$II. На панели укладки должны гореть табло СТОПОР. ПОХОД. и $q_н$ ЗАСТОП. В случае необходимости наблюдение за дорогой и обочинами разрешается вести через открытый входной люк.

При эксплуатации БМ 9А33БМ3 в условиях положительных температур окружающего воздуха необходимо строго следить за состоянием вентиляции, которая должна быть в режиме «Лето». При работе БМ в условиях повышенных температур (выше +40° С) люк моторного отсека установить в положение ПРИОТКРЫТО. В условиях отрицательных температур окружающего воздуха (ниже —5° С) для повышения температуры операторского отсека система вентиляции переводится в режим «Зима».

При работе в дождь при включенной аппаратуре систему вентиляции перевести в режим «Зима», при этом входные люки вентиляторов оставить открытыми. При работе ГТА во время дождя сливные пробки агрегатного отсека должны быть открыты. После окончания дождя систему вентиляции перевести в режим «Лето» и закрыть сливные пробки агрегатного отсека.

Во время работы БМ в условиях запыленности и повышенной влажности все люки (кроме люков, обеспечивающих работу аппаратуры) должны быть закрыты. В случае если БМ находилась в условиях повышенной влажности (выше 80%) и резкого понижения температуры окружающего воздуха до отрицательных значений, необходимо перед включением аппаратуры установить переключатель РОД РАБОТЫ на блоке ОО04-11М1 в положение РР, выключить тумблеры АНОД всех систем блока ОО96-9М1 и включить аппаратуру. Через 15—20 мин работы под накалом включить тумблеры АНОД всех систем и поставить переключатель РОД РАБОТЫ на блоке ОО04-11М1 в нужное для работы положение.

Для обеспечения работы БМ 9А33БМ3 в условиях пониженного атмосферного давления (на высотах 1000—3000 м над уровнем моря) должна быть включена система подкачки отсеков передающих систем блока ОО04-20М1.

Перед подготовкой боевой машины к преодолению водных преград расчету необходимо провести следующие работы: установить блок ОО04-20М1 в положение по-походному и застопорить стопором $q_н$; установить блок ОП74-12М2 в походное положение и застопорить укладочным стопором; на панели укладки проконтролировать загорание табло СТОПОР. ПОХОД. и $q_н$ ЗАСТОП.; выключить аппаратуру; закрыть все люки и дверь в моторный отсек.

Подготовку шасси 5937, вход в воду, выход из воды и вождение БМ на плаву производить согласно инструкции по эксплуатации шасси 5937. При несимметричном расположении изделий 9М33М3 (9М33М2) относительно продольной оси боевой машины необходимо доукомплектовать или разгрузить их с БМ. Расчету надеть спасательные жилеты и занять рабочие места, откинув спинку сидений. После преодоления водной преграды произвести работы с шасси 5937 согласно инструкции по эксплуатации шасси. При преодолении водных преград необходимо соблюдать следующие правила техники безопасности: съезд в воду и выход из воды производить только перпендикулярно кромке берега; расчету во время переправы следить за работой водооткачивающих средств; соблюдать особую осторожность движения при преодолении мелей и перекатов, избегать при этом больших кренов, а также встречных плавающих предметов; при преодолении глубоких водоемов волноотражательный щит должен быть поднят.

При прохождении изделиями комплекса 9К33М3 зоны, зараженной радиоактивными и боевыми отравляющими веществами, необходимо выключать радиотехническую аппаратуру и поступать согласно требованиям соответствующих разделов инструкции по эксплуатации изделий. После прохождения зараженной зоны произвести дегазацию или дезактивацию изделий согласно соответствующим инструкциям.

6. БОЕВОЕ ПРИМЕНЕНИЕ ЗРК «Оса»

6.1. НАЗНАЧЕНИЕ И ОРГАНИЗАЦИЯ ЗЕНИТНОГО РАКЕТНОГО ПОЛКА

Зенитный ракетный полк, вооруженный ЗРК «Оса», входит в состав дивизии, как правило, мотострелковой и является тактической частью противовоздушной обороны Сухопутных войск. Он предназначен для непосредственного прикрытия частей, подразделений и важнейших объектов дивизии в основных видах общевойскового боя, при передвижении и расположении на месте.

Зенитный ракетный полк, исходя из боевых возможностей ЗРК «Оса», способен прикрыть части, подразделения и объекты дивизии с предельно малых, малых, средних и частично больших высот в условиях радиоэлектронного противодействия противника, сложных метеорологических условиях днем и ночью.

Зенитный ракетный полк организационно включает в себя управление, основные подразделения и подразделения обеспечения.

Управление полка

Управление полка предназначено для организации руководства боевыми действиями подразделений. В состав управления входят командование (командир полка, заместитель командира полка, начальник штаба, заместители командира полка по политической части, по вооружению, по тылу), штаб, партийно-политический аппарат, службы, техническая часть и тыл.

Штаб полка является основным органом управления. Его возглавляет начальник штаба. В штаб полка входят заместитель начальника штаба, начальник разведки, начальник связи, инструктор, старший писарь-кодировщик, кодировщик, секретная часть.

Партийно-политический аппарат предназначен для организации и проведения политической работы в полку. Руководит работой партийно-политического аппарата заместитель командира по политической части.

В службы полка входят медицинская и финансовая. Техническую часть возглавляет заместитель командира полка по вооружению — начальник технической части. В нее входят автомобильная служба, служба ракетно-артиллерийского вооружения и метролог.

Тыл возглавляет заместитель командира полка по тылу. В него входят службы: продовольственная, вещевая и снабжения горючим.

Основные подразделения полка

К основным подразделениям полка относятся пять зенитных ракетных батарей, батарея управления и радиолокационной разведки, техническая батарея. Зенитная ракетная батарея, вооруженная ЗРК «Оса», является тактико-огневым подразделением и ведет боевые действия, как правило, в составе зенитного ракетного полка, а в отдельных случаях может действовать и самостоятельно.

Батарея управления и радиолокационной разведки предназначена для обнаружения, опознавания воздушных целей, управления огнем зенитных ракетных батарей. Она развертывает командный пункт полка и обеспечивает его работу.

Техническая батарея предназначена для подготовки ракет к боевому применению, их хранению и доставке в зенитные ракетные батареи.

Подразделения обеспечения

К подразделениям технического обеспечения относятся ремонтная рота, отделение технического обслуживания. Подразделением тылового обеспечения является рота материального обеспечения.

Схема организации и основного вооружения зенитного ракетного полка, вооруженного ЗРК «Оса», показана на рис. 6.1.

6.2. БОЕВЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ЗЕНИТНОЙ РАКЕТНОЙ БАТАРЕИ

Зенитная ракетная батарея организационно состоит из командования, отделения управления, четырех расчетов боевых машин, зенитного отделения, отделения подвоза, расчета технического обслуживания и имеет на вооружении: подвижный пункт управления ПУ-12М — 1; боевые машины 9А33БМ3 — 4; пусковые механизмы переносного зенитного ракетного комплекса 9П58М — 3; транспортно-заряжающие машины 9Т217Б — 2; машину технического обслуживания 9В210М3, машину ЗИП-2.

Батарея обладает высокой эффективностью и автономностью стрельбы каждого расчета боевой машины при любой погоде, днем и ночью, возможностью стрельбы с коротких остановок, высокой проходимостью и стойкостью к воздействию радиоэлектронных помех. Она способна самостоятельно обнаруживать, опознавать и обстреливать одновременно несколько (по числу расчетов боевых машин и зенитное отделение) воздушных целей.

Боевую задачу по прикрытию войск батарея выполняет в полном составе. Однако в некоторых случаях батарея может действовать парами расчетов боевых машин или каждым расчетом, действующим автономно. Задача батарее ставится исходя из ее боевых возможностей.

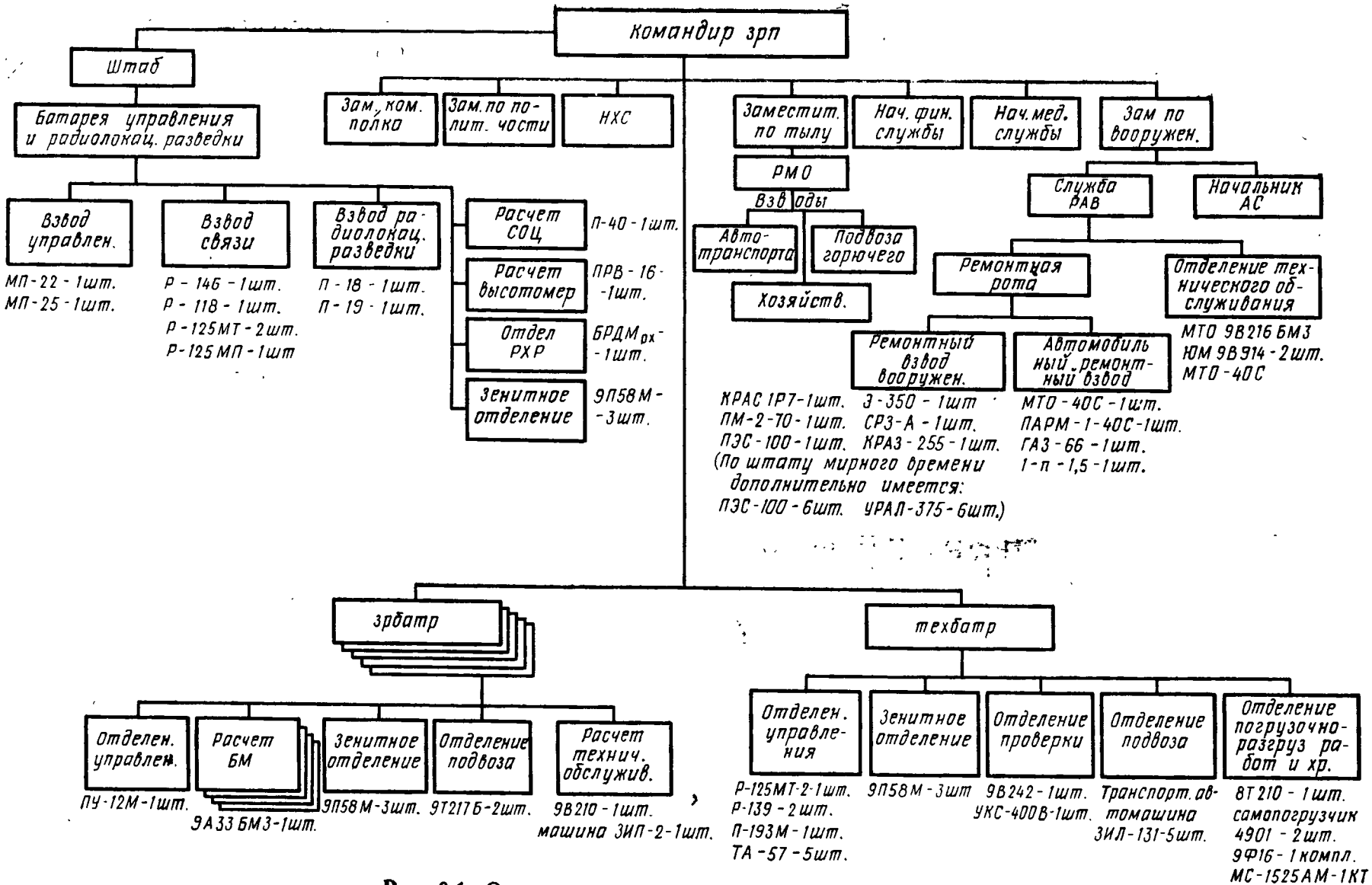


Рис. 6.1. Организация ЗРП, вооруженного ЗРК «Оса»

Боевые возможности батареи — это совокупность основных показателей, количественно характеризующих ее способность выполнять задачи по защите войск и объектов от ударов и разведки с воздуха. Основными боевыми возможностями батареи являются разведывательные, огневые и маневренные возможности.

Разведывательные возможности характеризуются дальностью обнаружения и опознавания воздушных целей на различных высотах с заданной вероятностью, количеством одновременно сопровождаемых целей.

Разведка — важнейший вид боевого обеспечения боевых действий батареи. Она ведется непрерывно в целях своевременного обнаружения средств воздушного нападения противника, обеспечения подготовки исходных данных для стрельбы, опознавания своих самолетов (вертолетов) и изучения местности. Для достижения этих целей в батарее ведется радиолокационная и визуальная разведка.

Радиолокационная разведка ведется расчетами боевых машин с использованием СОЦ (в некоторых случаях и ССЦ) и зенитным отделением с использованием пассивного радиопеленгатора. Она используется для обнаружения средств воздушного нападения и радиолокационного опознавания своих самолетов (вертолетов).

Визуальная разведка в батарее ведется расчетами боевых машин с использованием ТОВ, постом воздушного наблюдения, рекогносцировочной группой и наблюдателями без использования или с использованием оптических приборов. Она используется для визуального обнаружения и опознавания воздушного противника, своих самолетов (вертолетов), наблюдения за действиями наземного противника и ведения разведки местности (маршрутов перемещения и стартовой позиции). Дальности визуального обнаружения воздушных целей составляют: невооруженным глазом — 4—7 км; с помощью бинокля (6×—15×) — 8—25 км; с помощью ТОВ боевой машины — 10—24 км.

Значения дальностей обнаружения и опознавания воздушных целей СОЦ и ССЦ боевой машины 9А33БМ3 приведены ранее. Расчет разведывательных возможностей батареи осуществляется командиром, исходя из реального боевого порядка батареи и других условий обстановки.

При оценке разведывательных возможностей необходимо учитывать оба вида разведки, ведущиеся в батарее, — радиолокационную и визуальную. Значения дальностей обнаружения воздушных целей при ведении радиолокационной разведки в несколько раз превышают значения дальностей обнаружения при ведении визуальной разведки. Поэтому чаще всего на практике разведывательные возможности батареи оцениваются по дальностям радиолокационного обнаружения и опознавания воздушных целей.

Однако в некоторых случаях, таких, как, например, интенсивное применение противником средств радиоэлектронной борьбы, воздушных целей с незначительной эффективной поверхностью рассеивания, использование предельно малых высот и рельефа местности, возможности визуальной разведки будут выше, чем радио-

локационной. Поэтому пренебрегать ими нельзя. Необходимо оценивать разведывательные возможности батареи по совокупности показателей радиолокационной и визуальной разведки в конкретных условиях обстановки.

Количество одновременно сопровождаемых батареей воздушных целей определяется числом целевых каналов, имеющихся в батарее, и составляет $N_{\text{цкб}} = 5$ (по числу расчетов боевых машин — 4 и зенитное отделение).

Разведывательные возможности батареи позволяют ей обнаруживать воздушные цели на дальностях, при которых обеспечивается их обстрел. Это, в свою очередь, позволит наиболее полно использовать огневые возможности батареи.

Огневые возможности батареи характеризуются средним ожидаемым количеством **М** уничтожаемых воздушных целей в налете или при израсходовании установленного запаса зенитных ракет.

Огневые возможности зависят от вероятности поражения воздушной цели, параметров зоны поражения, количества одновременно обстреливаемых целей, цикла стрельбы расчетов боевых машин, зенитного отделения.

Среднее ожидаемое количество уничтожаемых воздушных целей батареи **М** является наиболее обобщенной характеристикой огневых возможностей. Оно характеризует конечный результат стрельбы батареи. Для его количественной оценки в практике войск чаще всего используют упрощенное выражение

$$M = M_{\text{зо}} + M_{\text{бм}},$$

где $M_{\text{зо}}$ — математическое ожидание числа уничтоженных воздушных целей зенитным отделением;

$M_{\text{бм}}$ — математическое ожидание числа уничтожаемых воздушных целей расчетами боевых машин.

Для расчета $M_{\text{зо}}$, $M_{\text{бм}}$ может быть использована зависимость

$$M = N_{\text{цк}} m K_{\text{г}} K_{\text{упр}} K_{\text{п}} R_{\text{п}},$$

где $N_{\text{цк}}$ — число однотипных целевых каналов;

m — число стрельб, проводимых каждым целевым каналом за время налета $T_{\text{н}}$ воздушного противника или до использования выделенного для стрельбы запаса ракет C, при обстреле каждой воздушной цели n ракетами.

Для определения m используется формула

$$m = \min\left\{\frac{T_{\text{н}}}{\tau_{\text{ц,п}}};\ \frac{C}{n}\right\},$$

где

$\tau_{\text{ц, п}}$ — цикл стрельбы целевого канала при обстреле воздушной цели n ракетами;

$K_{\text{г}}$ — коэффициент боевой готовности целевого канала батареи, который при проведении тактических расчетов принимают $K_{\text{г}} = 0{,}8—0{,}9$;

$K_{упр}$ — коэффициент, учитывающий качество управления огнем целевого канала. В батарее управление огнем осуществляется с батарейного командирского пункта с использованием только средств связи. Поэтому значение $K_{упр}$ для тактических расчетов можно полагать $K_{упр} = 0{,}3—0{,}5$;

$K_п$ — коэффициент, учитывающий потери в результате огневого воздействия противника. Он может быть принят 0,8—0,9 при применении противником обычных средств поражения и 0,5—0,6 при применении ядерного и высокоточного оружия;

R_n — вероятность поражения воздушной цели целевым каналом при обстреле ее n ракетами, которая определяется по формуле

$$R_n = 1 - (1 - K_{пм} R_1)^n,$$

где $K_{пм}$ — коэффициент, учитывающий снижение вероятности поражения цели одной ракетой R_1 за счет помех и маневра. При расчетах $K_{пм} = 0{,}7—0{,}8$. Интенсивное противодействие противника может снизить его до 0,3—0,5 (по опыту локальных войн).

Пример. Оценить огневые возможности батареи при отражении налета воздушного противника длительностью 30 мин в сложных метеоусловиях ночью. Расчеты подготовлены хорошо. На одной боевой машине вышел из строя приемопередатчик ССЦ. Цели не маневрируют и помех не применяют. Противник применяет обычные средства поражения для нанесения ударов по площадям. Каждому расчету выделено для стрельбы по четыре ракеты. Расход ракет на одну цель — 1. Зенитному отделению выделена на отражение удара воздушного противника одна ракета.

Исходя из условий задачи, определяем исходные данные:

$M_{зо} = 0$, так как зенитное отделение может вести стрельбу только по визуально наблюдаемым целям;

$N_{цк} = 3$, так как один целевой канал неисправен. При хорошо подготовленном расчете при обстреле цели на дальней границе зоны поражения в условиях без помех значение $\tau_{ц.1} = 73$ с.

$$m = \min\left\{\frac{30 \text{ мин}}{73 \text{ с}};\ \frac{4}{1}\right\} = \min\left\{\frac{1800 \text{ с}}{73 \text{ с}};\ \frac{4}{1}\right\} = \min\{24;\ 4\} = 4.$$

Значения коэффициентов принимаем равными: $K_г = 0{,}9$; $K_{упр} = 0{,}4$; $K_п = 0{,}9$; $K_{пм} = 1$ (так как воздушные цели не маневрируют и помехи не применяются).

При $R_1 = 0{,}4$ имеем

$$R_1 = 1 - (1 - 0{,}4)^1 = 0{,}4.$$

$$M = M_{зо} + M_{бм} = 0 + 3 \cdot 4 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}4 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}4 =$$

$$= 1{,}5552 \cong 1{,}6 \text{ (самолета)}.$$

Ответ. Огневые возможности батареи для заданных условий обстановки характеризуются тем, что батарея способна при отражении удара воздушного противника выделенным запасом ракет уничтожить один-два самолета.

Батарея способна эффективно поражать воздушного противника в самых сложных условиях обстановки. Надежность противо-

воздушной обороны в условиях высокоманевренного общевойскового боя в значительной степени будет определяться маневренными возможностями батареи.

Маневренные возможности батареи характеризуются временем развертывания в боевой и свертывания в походный порядки, скоростью передвижения, временем переноса огневых усилий на новые цели, проходимостью и запасом хода боевых машин и другой техники батареи, возможностью стрельбы в движении и с коротких остановок.

Время развертывания батареи в боевой порядок 35—50 с.

Время свертывания батареи в походный порядок 15—30 с.

Скорость передвижения по шоссейным дорогам до 60 км/ч, по грунтовым дорогам до 30 км/ч, в условиях бездорожья до 10 км/ч.

Время переноса огневых усилий на новую цель слагается из времени возвращения следящих систем ССЦ в исходное положение ($\tau_{сбр}$) и времени непосредственной подготовки стрельбы по новой цели ($\tau_{н.\,п.\,с}$) и определяется по формуле

$$\tau_{п.о} = \tau_{сбр} + \tau_{н.\,п.\,с}.$$

В зависимости от уровня подготовки расчета боевой машины и условий стрельбы значение времени $\tau_{н.\,п.\,с}$ может составлять (при стрельбе одной ракетой) от 40 до 120 с. Значение времени $\tau_{сбр}$ в среднем принимают равным 2 с.

Проходимость батареи определяется проходимостью техники, состоящей на ее вооружении. Проходимость боевой машины 9А33БМ3 определяется следующими показателями: угол подъема и спуска не более 30°; боковой крен, который может успешно преодолеваться боевой машиной, до 25°; ширина преодолеваемого рва до 2 м; снежный покров глубиной до 1 м.

Требуемая высота проезжей части под мостом не менее 4 м; возможный способ переправы через водные преграды — мост, паром грузоподъемностью 20 т, на плаву со скоростью 8 км/ч.

Проходимость ПУ-12М характеризуется следующими показателями: максимальная скорость движения по шоссейным дорогам 80 км/ч, в условиях бездорожья 10 км/ч, по снежной целине 20 км/ч, на плаву 9—10 км/ч; угол подъема (спуска) 30° (25°); боковой крен 25°; ширина преодолеваемого рва до 2 м.

Проходимость транспортно-заряжающей машины определяется следующими показателями: угол подъема (спуска) не более 30°; боковой крен 25°.

Запас хода боевой машины по шоссейной дороге 250 км с учетом работы ГТД в течение 2 ч. Запас хода боевой машины с учетом топлива, хранящегося для нее в транспортно-заряжающей машине, составляет 500 км. Расход топлива на 100 км пути не более 70 л по шоссе.

Запас хода ПУ-12М, ТЗМ по топливу не менее 500 км.

Боевые машины способны обеспечить ведение радиолокационной разведки с использованием СОЦ в движении, а ведение огня с коротких остановок.

Оценка маневренных возможностей производится с целью определения способности батареи обеспечить прикрытие общевойсковых подразделений в условиях высокоманевренного общевойскового боя. Поэтому в ходе оценки командир батареи должен получить ответ на вопрос: сможет ли батарея по своим маневренным возможностям обеспечить прикрытие назначенных ей общевойсковых подразделений (объектов)?

С этой целью командир батареи должен произвести сравнительный анализ показателей маневренных возможностей прикрываемых общевойсковых подразделений (объектов) и своей батареи. Только в этом случае командир батареи сможет принять обоснованное решение на боевое применение батареи.

При оценке маневренных возможностей батареи командир должен всесторонне и полно оценить местность в районе предстоящих боевых действий, характер боевых действий прикрываемых подразделений. Опыт боевых действий войск в Афганистане показал, что следует требовательнее подходить к изучению местности при оценке обстановки, объективно оценивать преимущества и недостатки местности для действий своих войск.

Реализация боевых возможностей батареи существенно зависит от построения ее боевого порядка.

6.3. ОСНОВЫ БОЕВОГО ПРИМЕНЕНИЯ ЗЕНИТНОЙ РАКЕТНОЙ БАТАРЕИ

6.3.1. Боевой и походный порядки зенитной ракетной батареи и требования, предъявляемые к ним

В зависимости от условий обстановки и решаемых задач зенитная ракетная батарея может действовать в походных или боевых порядках.

Походный порядок — построение сил и средств батареи для передвижения в колонне. Он должен обеспечивать высокую скорость движения, быстрое развертывание в боевой порядок, наименьшую уязвимость от оружия массового поражения и ударов с воздуха, поддержание устойчивого управления подразделением.

Походный порядок батареи состоит, как правило, из одной колонны (рис. 6.2) и включает в себя отделение управления на ПУ-12, два расчета боевых машин, расчет ТЗМ, два расчета боевых машин, расчет ТЗМ, расчет технического обслуживания, расположенные на технике. Дистанция между машинами в колонне должна быть 25—50 м. При совершении марша в предвидении отражения ударов воздушного противника с короткой остановки дистанции между боевыми машинами должны быть не менее 200 м. Глубина походной колонны батареи может составлять от 200—400 до 700—800 м.

При движении по пыльным дорогам, в гололед, по дорогам, имеющим крутые спуски, подъемы, повороты, при движении на повышенных скоростях дистанция между машинами устанавли-

вается командиром батареи, исходя из условий обстановки и обеспечения безопасности движения.

Зенитное отделение на марше следует в готовности к выполнению огневых задач в движении или с коротких остановок. На марше часть расчетов боевых машин может вести радиолокационную разведку с использованием СОЦ. При обнаружении воздушного противника расчет боевой машины съезжает с проезжей части дороги, расстопоривает антенно-пусковое устройство, осуществляет захват цели на сопровождение, а затем и обстреливает ее.

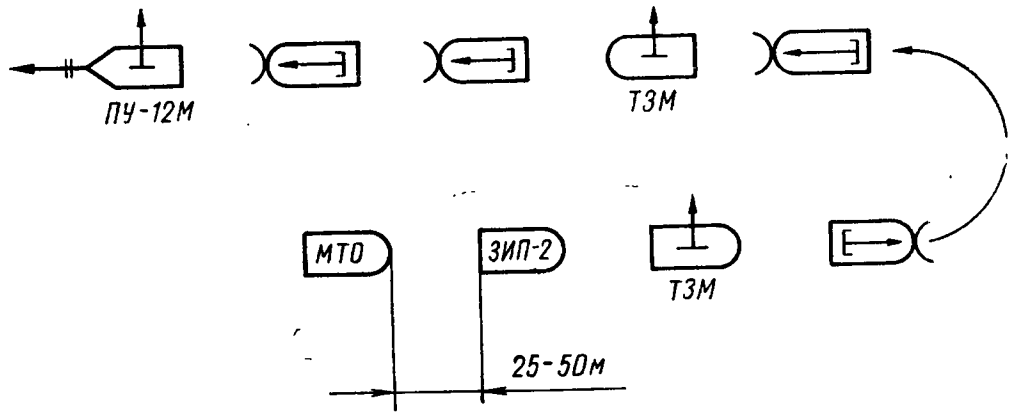


Рис. 6.2. Схема исходного порядка батареи

Для ведения боевых действий в движении или с занятием стартовой позиции батарея развертывается в боевой порядок, который состоит из стартовых позиций зенитного отделения, расчетов боевых машин, мест развертывания батарейного командирского пункта, расчета технического обслуживания, отделения подвоза.

Боевой порядок — размещение сил и средств зенитной ракетной батареи на местности или в колоннах прикрываемых войск для ведения боя.

Боевой порядок батареи в движении применяется для прикрытия подразделений мотострелкового (танкового) полка на марше, при выдвижении на рубеж перехода в атаку, в ходе наступления, при преследовании противника, при ведении батареей боевых действий в составе передового, рейдового или обходящего отрядов. Схема боевого порядка зенитной ракетной батареи, вооруженной ЗРК «Оса», в наступлении показана на рис. 6.3.

Боевой порядок батареи с развертыванием на стартовой позиции применяется для прикрытия подразделений мотострелкового (танкового) полка в обороне, при расположении на месте, а также для прикрытия неподвижных и малоподвижных объектов (переправ, огневых позиций артиллерии, пунктов управления и т. д.). Схема боевого порядка зенитной ракетной батареи, вооруженной ЗРК «Оса», в обороне показана на рис. 6.4.

Боевой порядок батареи должен соответствовать поставленной задаче и обеспечивать:

наиболее полное использование боевых возможностей вооружения и боевой техники;

надежное прикрытие общевойсковых подразделений, действующих на главном направлении;

непрерывное взаимодействие с прикрываемыми общевойсковыми подразделениями, истребительной авиацией и соседями;

быстрое совершение маневра (перемещения);

наилучшее использование выгодных условий местности;

наименьшую уязвимость от ударов всех видов оружия;

удобство управления;

исключение взаимных помех между соседними расчетами боевых машин.

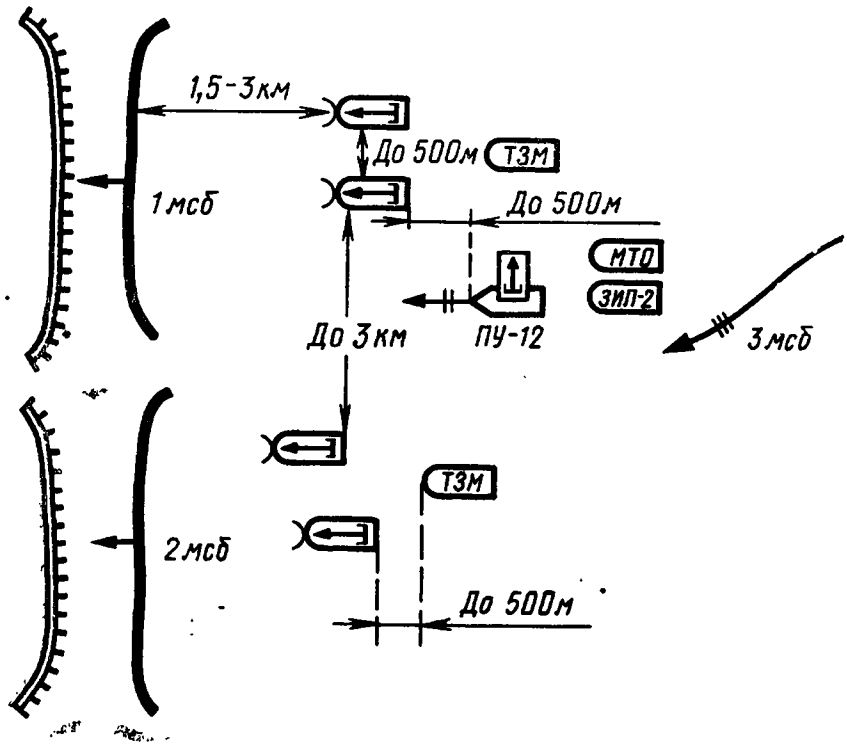


Рис. 6.3. Схема боевого порядка батареи в наступлении

Зенитная ракетная батарея для ведения боевых действий занимает стартовую позицию. Стартовой позицией называется участок местности, занятый или подготовленный к занятию батареей для ведения огня. Стартовые позиции могут быть основные, запасные и ложные. Запасная стартовая позиция предназначается для маневра при преднамеренном или вынужденном оставлении основной стартовой позиции. Батарее назначают одну-две запасные позиции.

В зависимости от условий обстановки и характера местности боевой порядок батареи может быть в одну-две линии боевых машин (пар боевых машин), а также в колонну боевых машин (пар боевых машин).

Построение боевого порядка батареи в линию пар боевых машин целесообразно применять при прикрытии мотострелкового (танкового) полка первого эшелона в наступлении. При этом обеспечивается непрерывность прикрытия хотя бы одним расчетом боевой машины из пары и создаются более благоприятные условия

для управления расчетами боевых машин и взаимодействия их с прикрываемыми общевойсковыми подразделениями.

Расстояние между парами боевых машин может быть до 3 км, а между боевыми машинами в паре не менее 200 м. Такие удаления обеспечивают взаимное перекрытие зон поражения пар боевых машин, включая их «мертвые» воронки, и исключают взаимные помехи. Удаление расчетов боевых машин от передней цепи прикрываемых общевойсковых подразделений 1,5—3 км. Батарейный командирский пункт располагается в центре боевого порядка батареи или вблизи одной из пар боевых машин. Расчеты транспортно-заряжающих машин располагаются на удалении до 500 м от расчетов боевых машин.

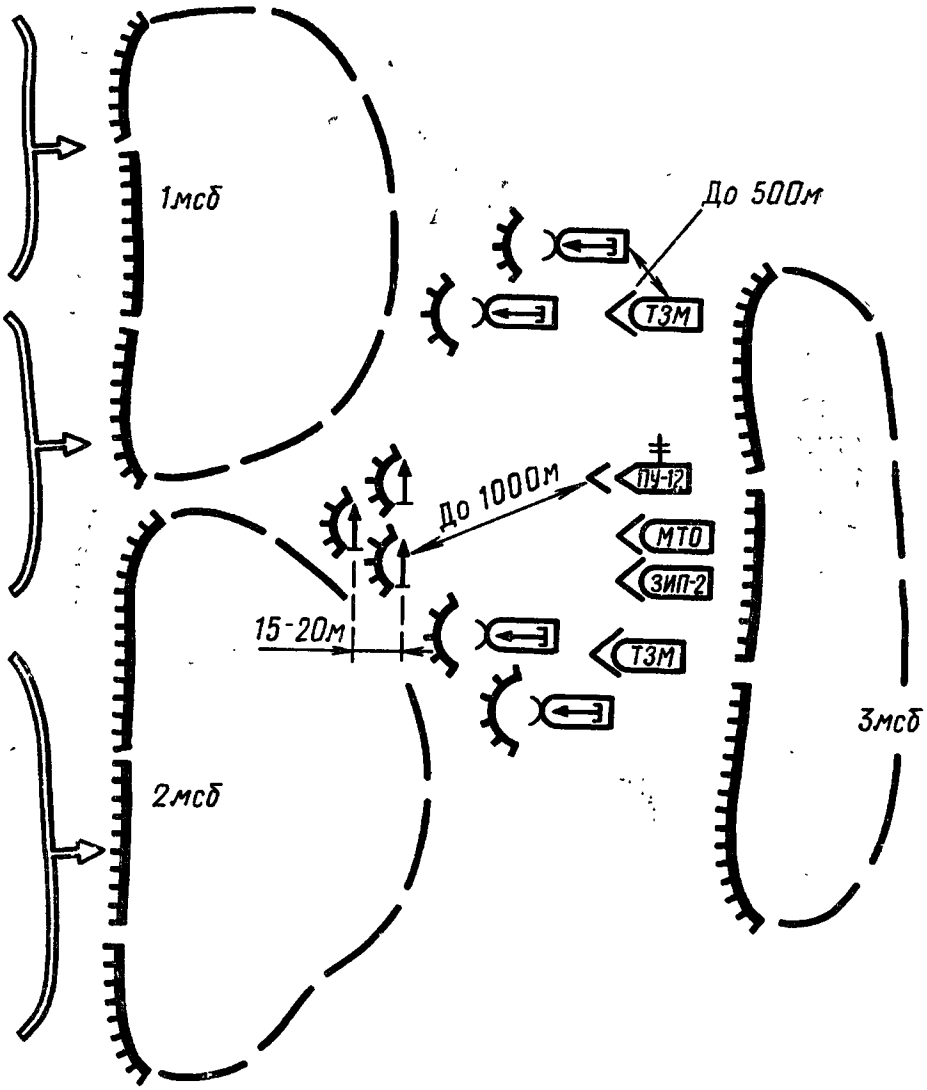


Рис. 6.4. Схема боевого порядка батареи в обороне

Для прикрытия общевойсковых подразделений, ведущих оборонительный бой, применяется боевой порядок в две линии боевых машин или линию пар боевых машин. Удаление между линиями боевых машин, а также между парами боевых машин может составлять до 3 км. Стартовые позиции расчетов боевых машин

выбираются в пределах батальонного района обороны или за ним под прикрытием противотанковых средств на удалении 3—5 км от переднего края. Запасные стартовые позиции выбираются на удалении до 2 км от основной.

При прикрытии общевойсковых подразделений на месте стартовые позиции расчетов боевых машин и зенитного отделения выбираются на удалении 1,5—3 км от границ их расположения у маршрутов предстоящего выдвижения в направлении вероятных налетов воздушного противника.

Боевой порядок батареи в колонну боевых машин (пар боевых машин) применяется для прикрытия выдвигающихся общевойсковых подразделений.

В условиях угрозы или применения ядерного оружия взаимное удаление между расчетами боевых машин с целью исключения поражения одновременно двух расчетов одним ядерным (нейтронным) боеприпасом должно составлять не менее 1000 м.

Стартовая позиции зенитного отделения выбирается на удалении до 1000 м от батарейного командирского пункта на наиболее вероятном направлении налетов воздушного противника.

6.3.2. Боевые действия зенитной ракетной батареи по прикрытию частей и подразделений в бою

Для выполнения поставленных задач зенитная ракетная батарея применяет следующие формы военных действий: противовоздушный бой и боевые действия.

Противовоздушный бой — форма военных действий, представляющая собой согласованное ведение разведки, огня и маневра по уничтожению воздушного противника в ограниченном районе в течение короткого времени.

Боевые действия — форма военных действий, представляющая собой совокупность согласованных по цели, задачам, месту и времени противовоздушных боев. Наиболее характерной формой военных действий для расчета боевой машины является противовоздушный бой, а для батареи — боевые действия. Поэтому на практике чаще всего и применяют термин «боевые действия батареи».

Зенитная ракетная батарея ведет боевые действия в сложной и быстроменяющейся обстановке, в условиях применения противником разнообразных средств поражения, в том числе и высокоточного оружия, радиоэлектронного подавления. Батарея действует, как правило, в составе зенитного ракетного полка и прикрывает общевойсковые подразделения, действующие в первом, втором эшелонах и в составе ОМГ, ракетную часть и артиллерию. В отдельных случаях батарея может придаваться мотострелковому (танковому) полку, действующему в передовом (рейдовом) отряде или на отдельном направлении. Батарея может привлекаться для прикрытия переправ через водные преграды, узлов дорог, горных проходов и перевалов.

В наступлении батарея обычно прикрывает подразделения мотострелкового (танкового) полка в исходном районе, на маршрутах выдвижения, на рубеже перехода в атаку и в ходе наступления.

В исходном районе мотострелкового (танкового) полка батарея занимает боевой порядок в пределах расположения батальонов, вблизи маршрута выдвижения или на подступах к исходному району. При этом командир батареи организует разведку воздушного противника, назначает ответственные секторы расчетам боевых машин и зенитному отделению, обращая особое внимание на скрытные подходы низколетящих самолетов, вертолетов и штурмовиков, прием оповещения на батарейном командирском пункте, охрану и оборону позиции, определяет степени готовности расчетов боевых машин.

С началом выдвижения мотострелкового (танкового) полка к рубежу перехода в атаку батарея занимает свое место в его колонне. Расчеты боевых машин следуют в колоннах батальонов, ведут разведку в движении, находятся в постоянной готовности к уничтожению самолетов и вертолетов противника с короткой остановки.

На рубеже развертывания батальонов в ротные колонны батарея перестраивает боевой порядок в линию пар боевых машин уступом вправо (влево). Расчеты боевых машин перемещаются за ротами батальонов первого эшелона или перемещаются скачками на удалении 1,5—3 км от прикрываемых подразделений. Интервалы между парами боевых машин могут быть до 3 км, между боевыми машинами до 500 м. Во всех случаях интервалы между боевыми машинами должны быть не менее 200 м. Батарейный командирский пункт, оборудованный на подвижном пункте управления ПУ-12М, следует за расчетами боевых машин на удалении, обеспечивающем устойчивое управление.

В ходе наступления командир батареи организует неприрывную разведку воздушного противника, наблюдение за действиями прикрываемых общевойсковых подразделений, поддерживает установленные дистанции между расчетами боевых машин, руководит перемещением, маневром и огнем, принимает доклады о действиях воздушного противника, результатах боевых действий, следит за пополнением батареи ракетами и своевременной заправкой боевых машин горючим.

При форсировании частями мотострелковой (танковой) дивизии водной преграды батарея прикрывает передовой отряд при захвате им переправы и плацдарма на противоположном берегу или главные силы полка при выдвижении к водной преграде, форсировании и бое на противоположном берегу.

Батарея занимает боевой порядок на удалении 2—3 км от водной преграды с учетом возможности уничтожения самолетов и вертолетов противника, использующих скрытные подходы к переправе на малых и предельно малых высотах. Батарея переправляется на противоположный берег вплавь парами боевых машин

вслед за батальонами первого эшелона после захвата ими на противоположном берегу плацдармов глубиной 1,5—2 км.

Подготовка боевых машин к форсированию производится при подходе к водной преграде. При этом особое внимание обращается на плотность закрытия люков, дверей, а также на исправность водооткачивающих насосов, на наличие и плотность закрытия водосливных пробок. Личный состав расчета надевает спасательные жилеты.

Во встречном бою батарея, как правило, прикрывает главные силы полка первого (второго) эшелона или полк (батальон), действующий в передовом отряде. С завязкой встречного боя батарея развертывается в линию пар боевых машин, следуя за боевыми порядками батальона на удалении 1,5—3 км.

В обороне батарея действует в составе зенитного ракетного полка и может быть назначена для прикрытия общевойсковых подразделений, действующих в составе первого или второго эшелона, при их выдвижении, развертывании и проведении контратак, ракетной части, артиллерии, пунктов управления и важнейших объектов тыла.

В отдельных случаях батарея может привлекаться для прикрытия мотострелковых подразделений в полосе обеспечения, для действий из засад на наиболее вероятных направлениях налетов самолетов и вертолетов противника, а также выполнять задачи в качестве кочующего подразделения.

При действиях из засад расчету боевой машины назначаются стартовая позиция и ответственный сектор, маршрут выдвижения, порядок ведения разведки и огня, время оставления позиции.

При действиях расчета боевой машины в качестве кочующего ему назначаются район боевых действий, маршрут движения, стартовые позиции и сроки пребывания на них, порядок ведения разведки и огня, время оставления позиции.

При отходе прикрываемых общевойсковых подразделений зенитная ракетная батарея перемещается от одного рубежа к другому, занимая стартовые позиции для прикрытия подразделений на путях отхода. Смену стартовой позиции командир батареи осуществляет только по приказу командира зенитного ракетного полка.

При расположении общевойсковых подразделений на месте батарея прикрывает их в районах сосредоточения, в исходных районах, районах отдыха и других районах. В отдельных случаях батарея может выделяться для прикрытия сторожевого охранения. Удаление стартовой позиции батареи при расположении ее на подступах к районам расположения прикрываемых общевойсковых подразделений может составлять 1,5—3 км.

В условиях современного общевойскового боя, характеризующегося высокой маневренностью, резкими и частными изменениями обстановки, важное значение приобретает способность батареи быстро совершать марш.

6.3.3. Марш зенитной ракетной батареи

Марш — организованное передвижение батареи в колонне по дороге или колонному пути в целях выхода в назначенный район. Батарея совершает марш в составе зенитного ракетного полка, или самостоятельной колонной, или в составе колонны прикрываемых подразделений в готовности к немедленному развертыванию в боевой порядок и отражению ударов воздушного противника. В любых условиях обстановки батарея должна прибыть в назначенный район своевременно и в полной боевой готовности.

Организация марша командиром батареи начинается с получения боевой задачи и включает принятие решения, постановку задач расчетам и отделениям батареи и подготовку их к маршу, организацию всестороннего обеспечения марша, организацию управления и контроль готовности батареи к маршу.

Для своевременного начала марша и регулирования скорости движения батареи назначаются исходный пункт и пункты регулирования с указанием времени их прохождения. При совершении марша в составе колонны прикрываемых подразделений батарее назначаются пункт и время включения в их колонну.

Удаление исходного пункта должно обеспечить возможность вытягивания колонны батареи из района расположения. Пункты регулирования назначаются по хорошо видимым местным ориентирам через 3—4 ч движения. Они предназначены для регулирования скорости передвижения колонны батареи с целью своевременного выхода в назначенный район.

Пункт регулирования, как правило, назначается батарее после района привала. Привал продолжительностью до одного часа назначается через 3—4 ч движения для проверки состояния вооружения и боевой техники, устранения неисправностей, проведения технического обслуживания, дозаправки машин, отдыха личного состава. Во второй половине суточного перехода для приема пищи личным составом назначается привал продолжительностью до двух часов.

При совершении батареей марша на расстояние более одного суточного перехода в конце каждого суточного перехода назначается дневной (ночной) отдых. Наиболее целесообразно батарее совершать марш в темное время суток, в сложных метеорологических условиях, а также тогда, когда действия авиации наиболее маловероятны.

На привалах длительностью до одного часа батарея, как правило, не нарушает построение походной колонны. При этом в зависимости от обстановки один-два расчета боевой машины могут занимать стартовые позиции вдоль маршрута движения с задачей — вести разведку воздушного противника и принимать данные оповещения от старшего начальника или ближайших развернутых подразделений ПВО.

С началом налета воздушного противника батарея рассредоточивается вдоль маршрута движения и ведет боевые действия

по отражению их удара. Если прикрываемые общевойсковые подразделения продолжают марш, то батарея следует в их походных колоннах, ведя разведку в движении и огонь с коротких остановок.

Если на маршруте движения находятся зоны с высоким уровнем радиации или участки местности, зараженные отравляющими веществами, то они обходятся. При невозможности их обхода они преодолеваются на повышенных скоростях, личный состав надевает средства защиты кожи и органов дыхания, используется система коллективной защиты, имеющаяся на технике. После преодоления участка заражения производится частичная специальная обработка в районе отдыха, на привале или по прибытии в назначенный район проводится полная специальная обработка.

Командир батареи на марше находится, как правило, на подвижном пункте управления ПУ-12М в голове колонны. Связь с подчиненными командир батареи осуществляет с помощью сигнальных средств (флажки, фонари). Радиосредства использовать запрещается, за исключением случаев управления огнем батареи при отражении ударов воздушного противника.

Организация марша командиром батареи осуществляется в ходе управления ее боевыми действиями и является неотъемлемой и составной частью работы командира по организации боевых действий.

6.4. УПРАВЛЕНИЕ ЗЕНИТНОЙ РАКЕТНОЙ БАТАРЕЕЙ

Высокоманевренный характер боевых действий и резкие изменения наземной и воздушной обстановки требуют от командира зенитной ракетной батареи устойчивого, непрерывного, оперативного и скрытого управления подразделениями батареи. Оно заключается (сущность управления) в целенаправленной деятельности командира и других должностных лиц батареи по поддержанию постоянной боевой готовности подразделений батареи, их подготовке к боевым действиям и руководству ими при выполнении поставленных задач.

Управление зенитной ракетной батареей включает (содержание управления): поддержание постоянной боевой готовности и высокого политико-морального состояния личного состава батареи; непрерывное добывание и изучение данных о воздушной и наземной обстановке; своевременное принятие решения и быстрое доведение задач до подчиненных; подготовку подразделений батареи к боевым действиям и их всестороннее обеспечение; руководство подразделениями в ходе боевых действий; поддержание непрерывного взаимодействия с соседними зенитными ракетными, зенитными артиллерийскими подразделениями и с прикрываемыми подразделениями.

Командир батареи несет полную ответственность за успешное выполнение подразделениями боевых задач. Он должен всегда знать задачу, обстановку, состав, состояние и боевые возможно-

сти батареи, наличие ракет, других материальных средств и порядок обеспечения ими.

Управление зенитной ракетной батареей должно обеспечивать (цель управления) постоянную боевую готовность подразделений, высокое морально-политическое состояние личного состава, эффективное использование боевых возможностей подразделений батареи и успешное выполнение ими задач в установленные сроки в любых условиях обстановки. Командир батареи управляет подразделениями путем отдачи устного боевого приказа, распоряжений, а также командами и сигналами, передаваемыми по радио, голосом или сигнальными флажками (фонарем). Приказы, распоряжения и команды должны отдаваться кратко и предельно ясно.

При этом следует подчеркнуть, что сводить управление батареей лишь к одному из его важных этапов — постановке задач — нельзя. В ходе управления командир батареи проводит большой комплекс мероприятий, главной целью которого является выполнение поставленной перед батареей боевой задачи.

Командир батареи организует боевые действия с момента получения боевой задачи, как правило, на местности. В тех случаях, когда условия обстановки не позволяют сделать этого, работа выполняется на карте.

Получив боевую задачу, командир батареи проводит работу в такой последовательности.

1. Уясняет боевую задачу. При этом командир батареи должен понять: задачу прикрываемых общевойсковых подразделений; замысел командира зенитного ракетного полка; задачу своей батареи (кого, где и когда прикрыть); порядок ведения разведки и огня батареей до начала и в ходе ведения общевойскового боя (до начала и в ходе отражения ударов воздушного противника); задачи соседних подразделений противовоздушной обороны и порядок взаимодействия с ними и прикрываемыми батареей общевойсковыми подразделениями; время готовности батареи к выполнению поставленной боевой задачи.

Командир батареи уясняет полученную боевую задачу, как правило, в ходе получения ее у командира полка (при личном их общении) или при изучении боевого приказа (боевого распоряжения) зенитного ракетного полка.

2. Производит расчет времени. Сущность работы командира при этом заключается в распределении имеющегося на организацию боевых действий времени между исполнителями в соответствии с проводимыми мероприятиями. Иначе говоря, командир батареи расписывает по времени мероприятия, проводимые в ходе организации боевых действий батареи, с указанием ответственных исполнителей.

Следует подчеркнуть, что от качества проведенного расчета времени существенно зависит подготовка батареи к выполнению поставленной боевой задачи. В ходе проведения расчета времени командир батареи учитывает мероприятия, проводимые как им лично, так и в батарее. Исходными данными для расчета времени

являются время доклада решения командиру полка, время выезда на рекогносцировку, время готовности батареи и др.

К числу основных мероприятий, отображаемых в расчете времени, можно отнести:

оценку обстановки и принятие решения командиром батареи на карте;

проведение командиром батареи рекогносцировки (или участие командира батареи в рекогносцировке, проводимой командиром зенитного ракетного полка);

постановку задач подразделениям батареи путем отдачи устного боевого приказа;

порядок обеспечения батареи материальными средствами;

контроль готовности батареи к выполнению поставленной боевой задачи и др.

При проведении расчета времени командир батареи должен стремиться к тому, чтобы предоставить как можно больше времени подчиненным на подготовку к боевым действиям. В ходе расчета времени может возникнуть необходимость (она определяется и объективно вытекает из условий обстановки) безотлагательного решения каких-либо вопросов подготовки батареи к боевым действиям. С этой целью командир батареи отдает распоряжения.

3. Отдает предварительные распоряжения по подготовке батареи к боевым действиям.

4. Оценивает обстановку. При этом командир батареи изучает:

положение и характер действий наземного и воздушного противника;

характер действий прикрываемых общевойсковых подразделений;

положение, состояние батареи, ее боевые возможности;

положение, состояние и задачи, решаемые соседними подразделениями противовоздушной обороны;

физико-географические условия района боевых действий;

радиационную, химическую и биологическую обстановку и другие факторы, влияющие на выполнение боевой задачи.

Оценка обстановки производится с целью анализа условий выполнения боевой задачи и установления тех факторов, которые значительно влияют на нее. Это необходимо для принятия командиром батареи обоснованного решения. Недооценка каких-либо факторов обстановки может привести к серьезным последствиям. Опыт локальной войны на Ближнем Востоке в июне 1982 г. показал, что недооценка возможностей израильтян по радиоэлектронной борьбе привела к тому, что эффективность действий группировки ПВО «Феда» Сирийской Арабской Республики была значительно снижена.

5. Принимает решение. Командир батареи принимает решение по карте и уточняет его по возможности на местности во время рекогносцировки.

В решении на боевые действия командир батареи определяет:

боевой порядок батареи и способ занятия стартовой позиции;

боевые задачи расчетов боевых машин, отделения управления, зенитного отделения, расчета технического обслуживания, отделения подвоза;

ответственные секторы расчетам боевых машин, зенитному отделению и порядок ведения ими разведки и огня;

организацию управления в батарее и организацию взаимодействия с прикрываемыми общевойсковыми подразделениями и соседними подразделениями противовоздушной обороны;

мероприятия по защите от помех, противорадиолокационных ракет, оружия массового поражения, по охране и обороне стартовой позиции;

мероприятия по всестороннему обеспечению боевых действий;

задачи по политической работе.

Решение командира батареи является основой управления. Оно принимается командиром батареи на основе выводов из уяснения задачи и оценки обстановки. Главная задача командира батареи — добиться реализации этого решения на практике. Для доведения принятого решения командир батареи отдает устный боевой приказ.

6. Участвует в рекогносцировке (проводит рекогносцировку) и отдает устный боевой приказ. В устном боевом приказе командир батареи указывает:

ориентиры на местности;

краткие сведения о противнике;

задачу прикрываемых общевойсковых подразделений (объекта);

задачу батареи, определенную командиром зенитного ракетного полка, и порядок ее выполнения;

задачи отделению управления, расчетам боевых машин, зенитному отделению, расчету технического обслуживания, отделению подвоза;

стартовую позицию, порядок ее подготовки и занятия;

ответственный сектор батареи;

время готовности к выполнению задач, сигналы взаимодействия и управления;

заместителя.

После постановки задач командир батареи контролирует их выполнение подчиненными. Успешное выполнение поставленных перед батареей задач зависит от полноты и качества проведения мероприятий по обеспечению боевых действий батареи.

7. Дает указания по обеспечению боевых действий. Обеспечение боевых действий батареи заключается в организации и осуществлении мероприятий, направленных на поддержание высокой боевой готовности батареи, сохранение ее боеспособности и создание благоприятных условий для успешного и своевременного выполнения поставленных перед ней задач.

8. Определяет задачи политической работы. Наиболее важные вопросы организации боевых действий отражаются на рабочей карте командира зенитной ракетной батареи, на которую наносятся:

положение наземного противника, посадочные площадки вертолетов, вероятные направления налета воздушного противника и рубежи действия вертолетов огневой поддержки, штурмовиков и постановщиков радиоэлектронных помех, рубежи пуска противорадиолокационных ракет;

положение и задачи прикрываемых общевойсковых подразделений;

основная и запасные стартовые, а также при необходимости и ложные позиции;

маршруты передвижения батареи;

ответственный сектор батареи, расчетов боевых машин и зенитного отделения;

границы зон обнаружения СОЦ боевых машин;

дальняя граница зон поражения боевых машин для наиболее вероятных высот полета;

коридор пролета и зона дежурства своей авиации;

ориентиры и контрольные точки для проверки аппаратуры топопривязки;

места встречи транспортов с ракетами;

техническая позиция технической батареи и места расположения подразделений технического и тылового обеспечения зенитного ракетного полка;

стартовые (огневые) позиции ближайших зенитных ракетных, зенитных артиллерийских подразделений;

места расположения радиолокационного поста (позиции РЛС) и командного пункта зенитного ракетного полка;

сроки готовности, позывные радиостанций и должностных лиц, сигналы управления, оповещения и взаимодействия;

кодировка карты.

В батарее кроме рабочей карты ведутся следующие документы: журнал боевых действий батареи; журнал разведки поста воздушного наблюдения батареи; журнал записи команд, распоряжений и донесений батареи; журнал индивидуального учета доз радиоактивного облучения личного состава; схема охраны и обороны.

Командир управляет подразделениями батареи с батарейного командирского пункта (БКП), который располагается в таком месте боевого порядка батареи, откуда обеспечиваются наилучшие условия наблюдения за противником, действиями подразделений батареи и прикрываемых общевойсковых подразделений, а также непрерывное управление. В ходе боя командир батареи организует непрерывную разведку воздушного и наземного противника; следит за действиями прикрываемых общевойсковых подразделений, руководит перемещением расчетов боевых машин, зенитного отделения, подготовкой стрельбы и управляет их огнем;

информирует подчиненных о воздушной обстановке; обеспечивает безопасность пролета своих самолетов (вертолетов); докладывает командиру зенитного ракетного полка о выполнении поставленных задач и состоянии батареи.

В установленное время командир батареи представляет в штаб полка донесение, в котором обычно указывает результаты боевых действий батареи, как правило, за сутки боя, расход ракет и других материальных средств, потери, состояние и обеспеченность батареи, свое решение на последующие действия, просьбы и др. К боевому донесению могут прилагаться необходимые схемы.

7. БОЕВАЯ РАБОТА НА ЗРК «ОСА-АКМ»

7.1. ПОДГОТОВКА БАТАРЕИ К СТРЕЛЬБЕ

7.1.1. Содержание подготовки батареи к стрельбе

Подготовка батареи к стрельбе включает:
развертывание в боевой порядок;
подготовку командирского пункта к работе;
подготовку боевых машин и ракет к стрельбе;
топографическую подготовку;
подготовку стрельбы.

7.1.2. Развертывание в боевой порядок

Зенитная ракетная батарея развертывается в боевой порядок, как правило, с ходу.

При подходе к позиционному району (прикрываемому объекту) командир батареи уточняет боевой порядок батареи, определяет порядок занятия стартовых позиций.

Командирский пункт движется в указанном направлении, боевые и транспортные машины выдвигаются вперед, занимают по кратчайшему пути на указанных интервалах стартовые позиции параллельно основному направлению стрельбы.

Приведение батареи в боевое положение производится по команде командира батареи **«Батарея (такая-то) к бою».**

БКП переводится в готовность номер один в соответствии с Руководством по боевой работе на комплексах автоматизированного управления войск ПВО СВ (ч. 3. Пункт управления ПУ-12).

7.1.3. Подготовка боевых машин и ракет к стрельбе

Начальник расчета БМ командует: **«К бою, включить ГТА (ГОМ)»,** включает и настраивает радиостанции Р-123М, контролирует перевод БМ в боевое положение и проверяет работоспособность НРЗ и правильность установки кодов.

Операторы расчехляют АПУ боевой машины и укладывают чехол в указанное начальником расчета место. Расстопоривают антенны СОЦ, ССЦ, СВР-I, СВР-II. Заместитель начальника расчета помогает расчехлять АПУ, производит внешний осмотр АПУ и ТПК с ракетами.

Механик-водитель устанавливает органы управления в исходное положение. Производит запуск ГТА (ГОМ), докладывает: **«Питание подано».** Запускает ходовой двигатель и докладывает: **«К маршу готов».**

Заместитель начальника расчета и операторы осматривают аппаратуру, устанавливают органы управления в исходное положение, проверяют работу ТПУ и докладывают: **«Первый (второй, третий) готов».**

Заместитель начальника расчета контролирует горение сигнальной лампы АВАР. ПУСК ОБЕСТОЧ., загорание табло ДВЕРЬ ЗАКРЫТА и АВАР. ПУСК ОБЕСТОЧ. Оператор проверяет по прибору на блоке ОО96-9М1 напряжение 220 В 400 Гц, нажимает кнопку АППАРАТУРА ВКЛЮЧЕНА и СИСТЕМА СТАБ. ВКЛ. Включает ТОВ.

Механик-водитель производит коррекцию гироскопа нажатием и удержанием в течение 40 с кнопки АРРЕТИР. на блоке ОО05-8М.

Заместитель начальника расчета и операторы настраивают индикаторы и контролируют признаки нормальной работы аппаратуры.

При работе на месте начальник расчета командует: **«Выключить двигатель».** Механик-водитель выключает двигатель шасси.

Заместитель начальника расчета переводит тумблер АК — ЗК в положение ЗК. Устанавливает на шкале задатчика курса ЗК-4 угол Q_c, скомандованный начальником расчета. Устанавливает тумблер РЕЛЕ — Q_c блока ОО05-8М в положение Q_c. Нажимает и удерживает кнопку СОГЛАСОВАНИЕ на том же блоке до остановки шкалы Q_c на блоке ОР-31М. Переводит тумблер АК — ЗК в положение АК, а тумблер РЕЛЕ — Q_c в положение РЕЛЕ. Командует: **«Расстопорить АПУ»,** нажимает поочередно кнопки ТСЦ и РУ на блоке ОС52-14М2 и наблюдает величину рассогласования по приборам КАНАЛ Ц ($СО_\varepsilon$, $СО_\beta$) на блоке ОО04-14М, добиваясь рассогласования не более двух делений шкал приборов. Командует: **«Включить приводы».** Оператор расстопоривает АПУ и включает приводы $q_н$,$\varepsilon_н$. Контролирует загорание сигнальной лампы ГОТОВ на блоке ОС81-9М. Докладывает: **«Готов СОЦ».**

Старший оператор контролирует загорание табло ГОТОВ на блоке ОП81-16М2. Докладывает: **«Готов СОЦ».**

Заместитель начальника расчета контролирует загорание табло ГОТОВ СПК-I (II) на блоке ОО04-11М1. Докладывает: **«Готов СПК».** Нажимает кнопку БОРТ СПК ВКЛ., контролирует загорание табло ВКЛ. ВЫС. I и II каналов, загорание сигнальной лампы ЗАХВАТ АПЧМ. При отсутствии мигания табло 1—II, 2—II, 3—II, 3—I, 2—I, 1—I и негорящем табло ОТКАЗ СРП докладывает: **«СПК, СРП, ракеты готовы».**

Начальник расчета докладывает на БКП: **«Такой-то к бою готов столькими-то** (количество каналов), **столькими-то** (количество ракет)».

Ракеты на подготовку к пуску могут ставиться автоматически или вручную с таким расчетом, чтобы обеспечить встречу первой ракеты с целью на дальней границе зоны поражения.

Автоматическое включение ракет на подготовку осуществляется системой стартовой автоматики при выдаче с СРП сигнала «Внимание».

Ручное включение ракет на подготовку производится в целях обеспечения стрельбы по внезапно появляющимся целям нажатием кнопки БРТ СПК ВКЛ. на блоке ОО04-11М1. При этом на подготовку ставится по одной ракете на каждом ракетном канале.

Время подготовки ракеты к пуску составляет 10—12 с. Максимальное время пребывания ракеты в режиме готовности составляет 10 мин, после чего система стартовой автоматики производит выключение ракеты и постановку на подготовку следующей ракеты того же канала. Повторное включение ракеты возможно через 10 мин.

Допускается трехкратное чередование цикла с последующим перерывом на 1 ч.

В случае необходимости ракеты включается на подготовку немедленно.

Система стартовой автоматики позволяет в случае неисправности одного из ракетных каналов осуществлять пуск всех ракет в исправном канале. При этом переключатель КАНАЛЫ на блоке ОО04-11М1 переводится в положение КАНАЛ I (при неисправном втором канале) или КАНАЛ II (при неисправном первом канале). Стрельба ведется одиночными ракетами сначала исправного канала, затем переключателем СМЕНА ЛИТ. производится изменение литерных частот СПК, кодов шифраторов.

7.1.4. Топографическая подготовка стрельбы

Топографическая подготовка стрельбы включает:

определение координат командирского пункта;

подготовку навигационной аппаратуры командирского пункта к боевой работе;

ориентирование боевых машин.

Определение координат командирского пункта производится по карте масштаба 1 : 50000 (1 : 100000). Дирекционные углы (азимуты) ориентированных направлений относительно точки стояния командирского пункта (боевой машины) определяются, как правило, с помощью буссоли или непосредственным измерением по карте.

Для определения дирекционных углов ориентированных направлений буссоль устанавливается в точку стояния и подготавливается к работе. Визир буссоли наводится на ориентир и со шкал считывается магнитный азимут. Переход от магнитного азимута к дирекционному углу и обратно может быть произведен по формулам или с помощью графической схемы (рис. 7.1).

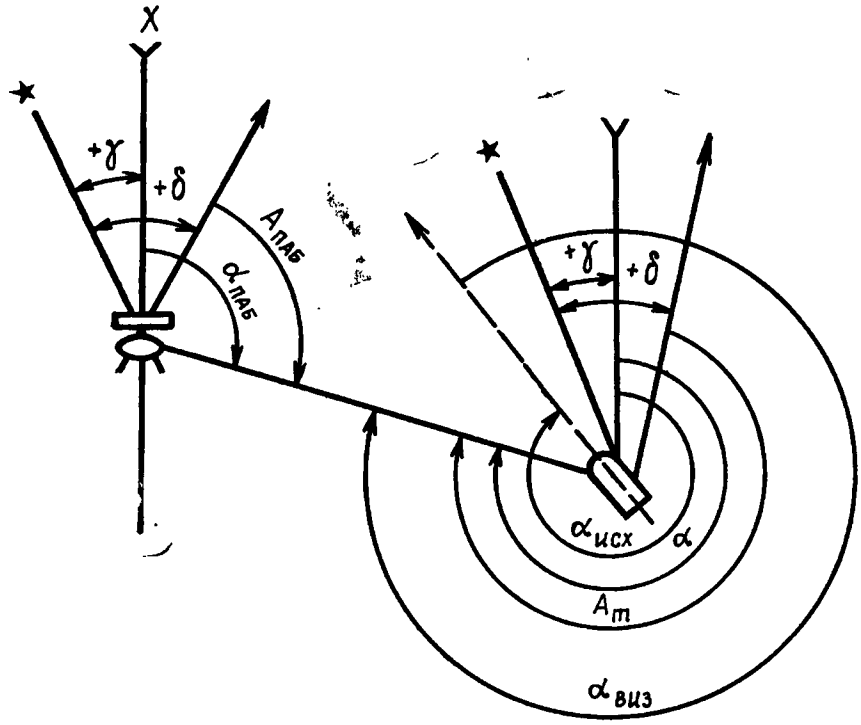


Рис. 7.1. К определению дирекционного угла

Формулы перехода:

$$\alpha = A_m + \Delta A_m;$$
$$\Delta A_m = \delta - \gamma + П,$$

где α — дирекционный угол;

A_m — магнитный азимут, определяемый по буссоли;

δ — склонение магнитной стрелки (учитывается со своим знаком: восточное — «+», западное — «—», определяется по топографической карте местности;

γ — сближение меридианов (учитывается со своим знаком: восточное — «+», западное — «—», определяется по топографической карте местности);

ΔA_m — суточное изменение поправки буссоли;

П — поправка на инструментальную ошибку данного экземпляра буссоли (определяется при проверке буссоли).

Для определения исходного дирекционного угла продольной оси ПУ-12М на начальной точке с помощью буссоли ПАБ необходимо:

установить буссоль на удалении 30—40 м от ПУ-12М в направлении его движения и подготовить к работе;

монокуляр буссоли навести в визир ПУ-12М и произвести отсчет азимута буссоли на визир по буссольному (черному) кольцу и барабану;

изменить полученный азимут $A_{паб}$ на 30-00;

вычислить дирекционный угол α, для чего в азимут ввести поправку ΔA_m:

$$\alpha = A_m + \Delta A_m;$$

навести визир ПУ-12М в буссоль ПАБ и произвести отсчет угла $\alpha_{виз}$ по кольцу и барабану визира;

вычислить исходный дирекционный угол продольной оси ПУ-12М $\alpha_{исх}$ по формуле $\alpha_{исх} = \alpha \pm \alpha_{виз}$ (знак «плюс», если буссоль устанавливается слева по ходу от оси ПУ-12М, знак «минус» — если справа по ходу).

Ориентирование боевой машины заключается в определении исходного угла $Q_с$ и установке его на задатчике курсов.

Исходный угол $Q_с$ (курс «свой») отсчитывается в горизонтальной плоскости от основного направления по ходу часовой стрелки до продольной оси боевой машины. За основное направление принимается северное направление оси абсцисс (оси X). Для определения угла $Q_с$ необходимо:

установить буссоль на удалении 20—50 м впереди боевой машины;

навести АПУ с помощью ТОВ или по визиру на буссоль;

снять отсчет угла $q_н$ со шкалы блока ОО94-9;

навести монокуляр буссоли в объектив ТОВ или визир и провести отсчет азимута буссоли $А_{паб}$ на боевую машину по буссольному (черному) кольцу и барабану;

изменить полученный азимут $А_{паб}$ на 30-00 (если $А_{паб} > 30\text{-}00$, то $А_т = А_{паб} - 30\text{-}00$, а если $А_{паб} < 30\text{-}00$, то $А_т = А_{паб} + 30\text{-}00$;

вычислить дирекционный угол α, для чего в значении азимута ввести поправку буссоли $\Delta А_т$: $\alpha = А_т + \Delta А_т$;

вычислить значение исходного угла $Q_с$ по формуле

$$Q_с = \alpha - q_н, \text{ если } \alpha \geqslant q_н$$

или

$$Q_с = (60\text{-}00 + \alpha) - q_н, \text{ если } \alpha < q_н.$$

7.1.5. Подготовка стрельбы

Подготовка стрельбы боевой машины (батареи) подразделяется на предварительную и непосредственную. Процесс подготовки и проведения стрельбы боевой машины представлен в виде сетевого графика на рис. 7.2.

Предварительная подготовка стрельбы начинается с момента объявления готовности номер один и заканчивается в момент получения огневой задачи или самостоятельного принятия решения на уничтожение цели.

Непосредственная подготовка стрельбы начинается после получения огневой задачи или с момента самостоятельного принятия решения на обстрел цели и должна быть закончена с таким расчетом, чтобы обеспечить встречу первой ракеты с целью на дальней границе зоны поражения.

Предварительная подготовка стрельбы боевой машины (батареи) включает:

перевод БМ (БКП) в готовность номер один;

изучение и оценку воздушной обстановки;

оценку оптической видимости и определение направления на Солнце;

составление карточек отражений от местных предметов (при боевой работе с одной стартовой позиции карточка может составляться заранее);

включение ракет на подготовку;

оценку готовности боевых машин (батареи) к стрельбе.

Перевод БМ (БКП) в готовность номер один производится по команде командира батареи (старшего начальника) или самостоятельно.

Функциональный контроль (ФК) аппаратуры проводится в зависимости от обстановки и наличия времени. Проведение функционального контроля не должно задерживать открытие огня боевыми машинами.

Изучение и оценку воздушной обстановки начальник расчета БМ производит по данным оповещения, а после включения аппаратуры — по ИКО СОЦ и экрану ТОВ.

В результате оценки воздушной обстановки начальник расчета БМ определяет:

количество целей, ожидаемых в зоне поражения, временные интервалы между ними и подлетное время до дальней границы зоны пуска;

характер и важность целей;

виды помех и возможные способы защиты от них;

наиболее вероятные направления и рубежи действий вертолетов противника;

положение и действия своей авиации.

Оценка оптической видимости и определение направления на солнце производится для установления возможности стрельбы с ТОВ.

Наблюдение по ТОВ обеспечивается в пределах всей небесной полусферы, за исключением телесного угла $\pm 16°$ от направления на солнце, в пределах которого возможна потеря цели из-за засветки солнцем экрана ВПУ или выход его из строя вообще.

При оценке готовности боевой машины к стрельбе (см. п. 7.1.3) начальник расчета определяет:

исправность аппаратуры боевой машины;

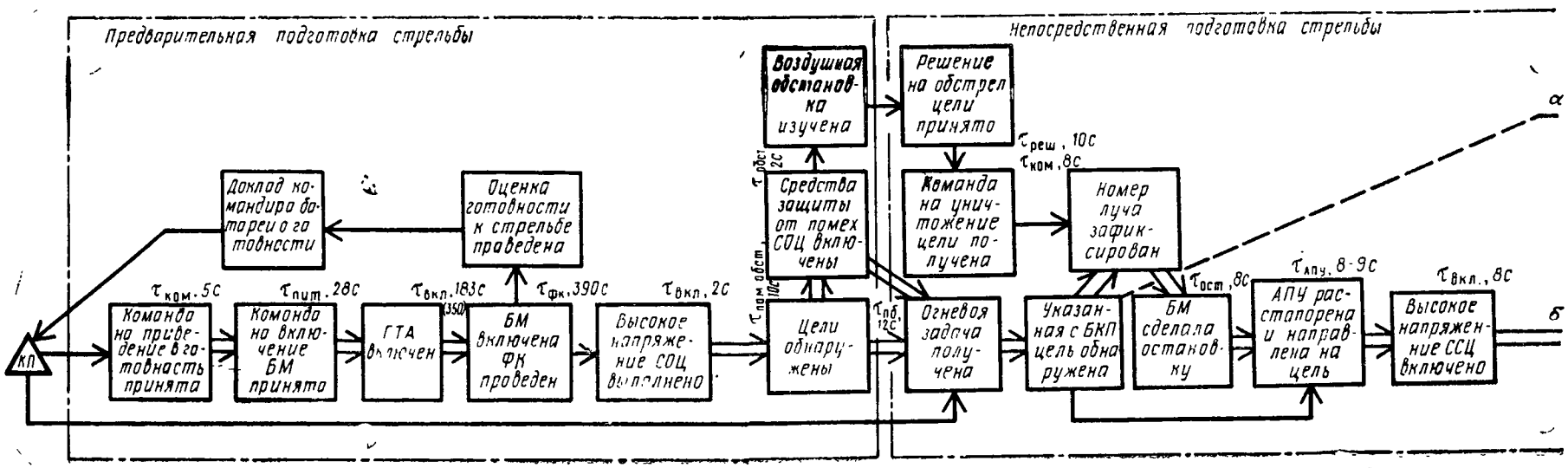
количество готовых к пуску ракет;

правильность ориентирования БМ (п. 7.1.4).

Исправность аппаратуры боевой машины и наличие готовых к пуску ракет проверяются по встроенным приборам и световым табло.

Готовность батареи к стрельбе командир батареи оценивает по докладам начальников расчетов БМ, командира отделения управления и по результатам проверки работы средств управления и связи.

Выбор цели при принятии самостоятельного решения на обстрел производится после изучения и оценки воздушной обстановки.


Предварительная подготовка стрельбы
Непосредственная подготовка стрельбы
КП
Команда на приведение в готовность принята
$\tau_{ком}$, 5с
Команда на включение БМ принята
$\tau_{пит}$, 28с
ГТА включен
$\tau_{вкл}$, 183с (350)
БМ включена ФК проведен
$\tau_{фк}$, 390с
Высокое напряжение СОЦ выполнено
$\tau_{вкл}$, 2с
Доклад командира батареи о готовности
Оценка готовности к стрельбе проведена
Цели обнаружены
$\tau_{пом\ обст}$, 10с
Средства защиты от помех СОЦ включены
$\tau_{обст}$, 2с
Воздушная обстановка изучена
$\tau_{пб}$, 12с
Огневая задача получена
Решение на обстрел цели принято
Команда на уничтожение цели получена
$\tau_{реш}$, 10с
$\tau_{ком}$, 8с
Номер луча зафиксирован
Указанная с БКП цель обнаружена
БМ сделала остановку
$\tau_{ост}$, 8с
АПУ расстопорена и направлена на цель
$\tau_{АПУ}$, 8-9с
Высокое напряжение ССЦ включено
$\tau_{вкл.}$, 8с
а
б

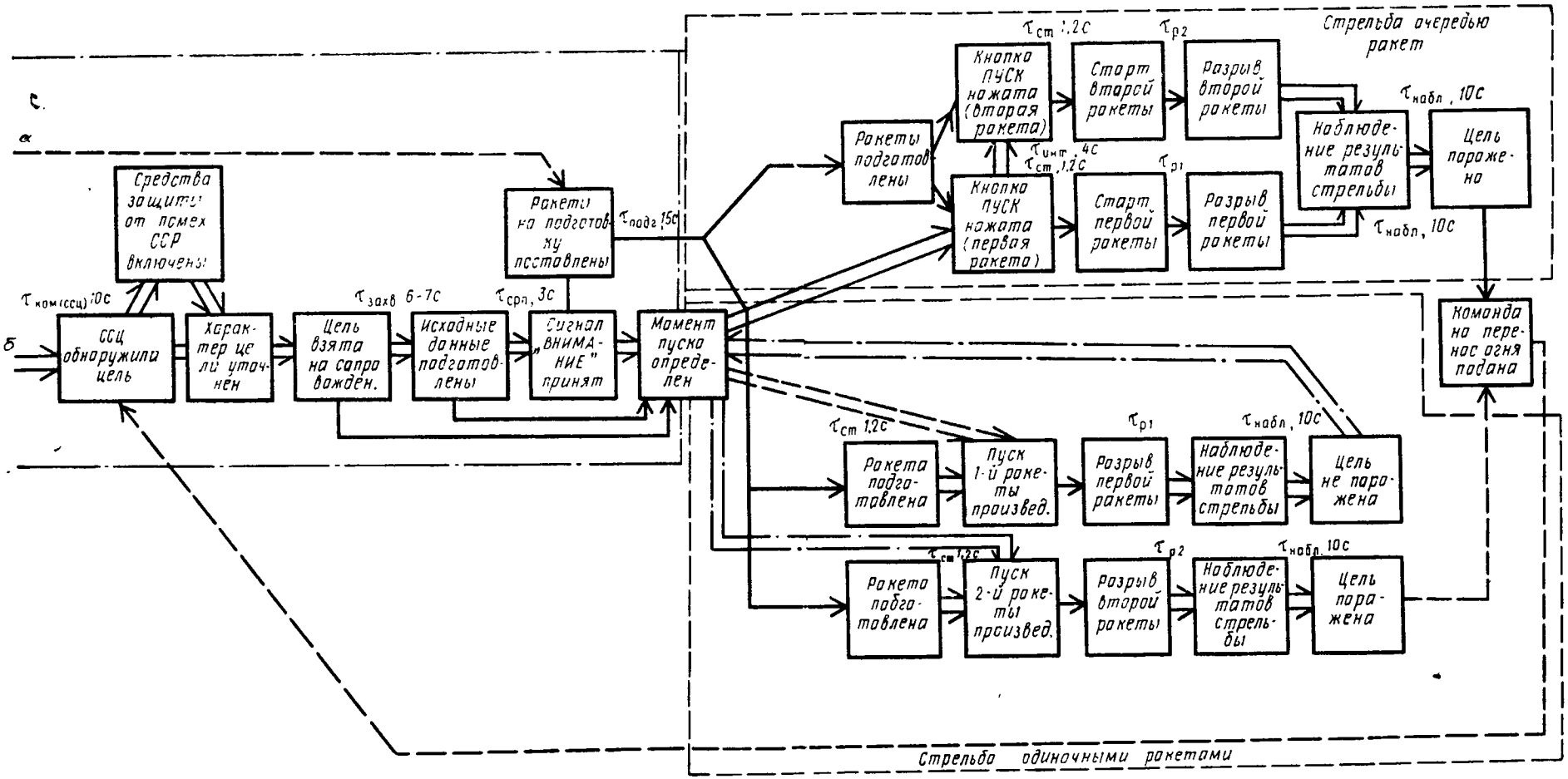


Рис. 7.2. Сетевой график подготовки и проведения стрельбы

При выборе цели для обстрела начальник расчета БМ (командир батареи) учитывает предварительные указания старшего начальника по ведению огня, важность цели, ее состав, необходимость обстрела наибольшего количества целей и условия стрельбы.

Непосредственная подготовка стрельбы боевой машины включает:

поиск, обнаружение и опознавание назначенной или самостоятельно выбранной для обстрела цели;

оценку электронной обстановки и при необходимости включение аппаратуры защиты СОЦ от помех;

остановку БМ при обнаружении назначенной цели в движении;

расстопорение и переброс АПУ в направлении на цель;

включение высокого напряжения станции сопровождения цели;

включение аппаратуры защиты ССЦ от помех;

выбор способа сопровождения и захвата цели на сопровождение;

определение исходных данных для стрельбы;

назначение расхода ракет, вида огня и темпа стрельбы;

определение момента пуска первой ракеты и возможности повторного обстрела цели;

подготовку целеуказания ССЦ для переноса огня.

Поиск, обнаружение и опознавание целей осуществляется по ИКО СОЦ и экрану ТОВ.

Поиск и обнаружение низколетящих целей СОЦ осуществляется при обзоре пространства первым (первым-вторым) лучом.

Поиск и обнаружение цели ТОВ осуществляется, как правило, в ответственном или назначенном секторе.

После обнаружения цели на экране ИКО ее принадлежность определяется по наличию или отсутствию отметки **«Я свой самолет»**. Алгоритм работы старшего оператора по опознаванию цели представлен на схеме процесса опознавания (рис. 7.3).

Оценка электронной обстановки (наличие и тип помех) предварительно производится по информации, поступающей с БКП, и по экрану ИКО.

Уточнение типа помех, способа их постановки и степени интенсивности производится в процессе поиска и сопровождения цели по экранам индикаторов СОЦ и ССЦ (см. п. 7.2.1).

Остановка боевой машины при обнаружении цели в движении производится с учетом подлетного времени и осуществляется, как правило:

с выходом из колонны, если дальность до цели более 20 км, при этом выход из колонны осуществляется вправо, если цель находится слева, и влево, если цель находится справа;

без выхода из колонны, если дальность до цели менее 20 км.

Расстопорение и переброс АПУ в направлении на цель производится после полной остановки БМ.

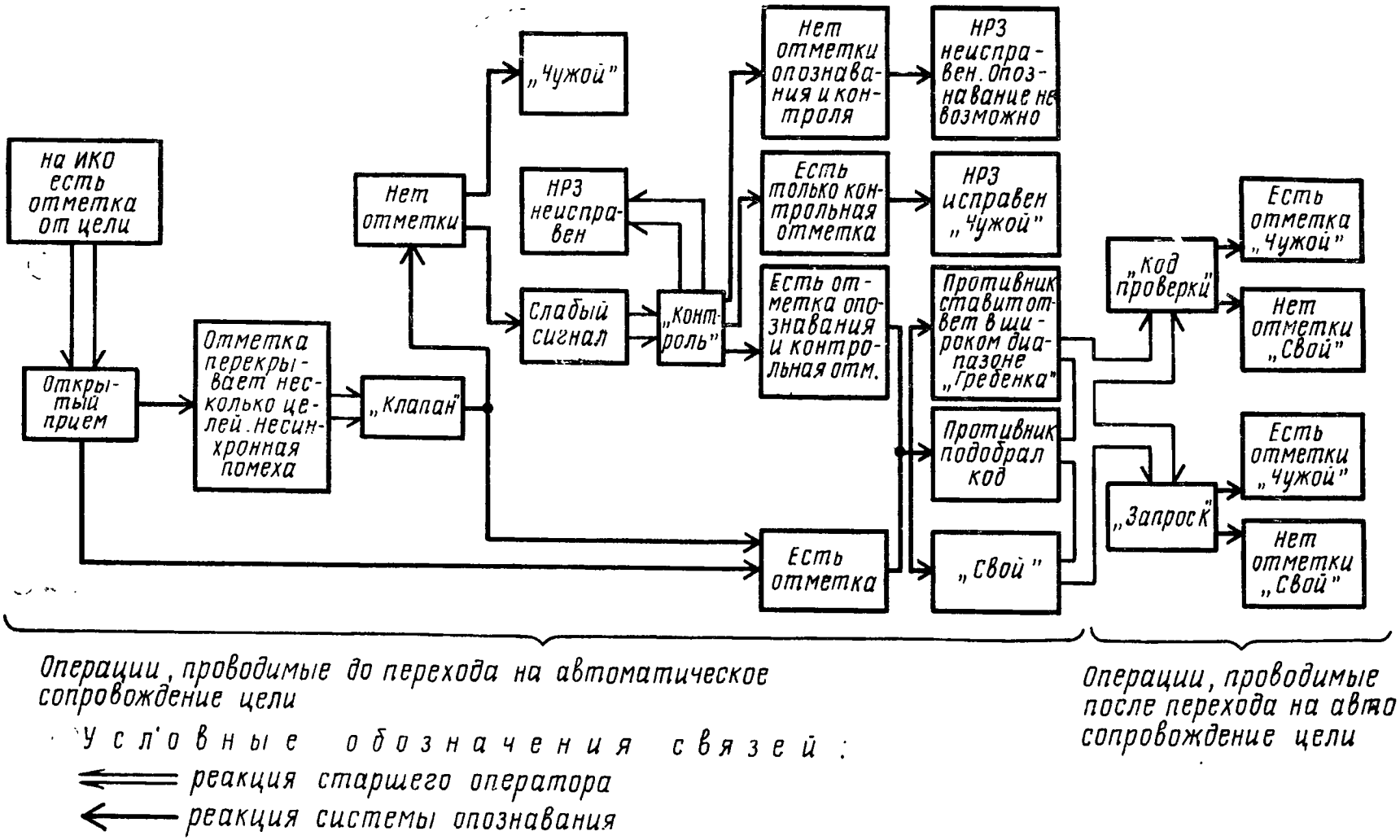


Рис. 7.3. Схема процесса опознавания цели

Включение высокого напряжения ССЦ производится после совмещения на экране ИКО азимутального визира ССЦ с отметкой от цели.

Определение способов защиты от помех, включение аппаратуры защиты, выбор способа сопровождения и захвата цели производится в соответствии с п. 7.2.

Исходными данными для стрельбы являются:

тип цели, ее состав и характер противодействия;

высота полета цели ($H_ц$);

курсовой параметр цели (P);

скорость полета цели ($V_ц$);

наклонная дальность до дальней границы зоны пуска при стрельбе на встречных курсах ($r_{д.п.}$) и вдогон ($r_{д.п.д.}$);

время пребывания цели в зоне пуска ($\tau_{пр}$).

Тип цели, ее состав и характер противодействия предварительно могут определяться по данным БКП и уточняются по виду отметок цели и помех на экранах индикаторов, а также по экрану ТОВ.

Высота полета цели определяется после захвата ее на сопровождение с помощью специального графика.

Курсовой параметр цели определяется по ИКО с помощью параметрической линейки, устанавливаемой параллельно курсу движения цели.

Скорость полета цели вычисляется по времени прохождения отметкой от цели расстояния между масштабными пятикилометровыми метками дальности ИКО, отсчет которого производится по секундомеру.

Для удобства шкалу секундомера можно проградуировать по скорости цели.

Наклонная дальность до дальней границы зоны пуска при стрельбе навстречу определяется по табл. 7.1. Она используется для определения момента пуска первой ракеты при стрельбе навстречу ($r_{д.п}$) и момента прекращения стрельбы вдогон ($r_{д.п.д.}$) при отсутствии сигнала «Цель в зоне».

Пуск первой ракеты при этом производится в момент равенства текущей дальности, считываемой со стрелочного прибора дальности, и дальности до дальней границы зоны пуска.

Время пребывания цели в зоне пуска определяется по табл. 7.2 и используется для определения возможности повторного обстрела и назначения вида огня.

Повторный обстрел цели возможен при скорости цели до 300 м/с, если время пребывания цели в зоне пуска не менее 25 с. При невозможности повторного обстрела цель уничтожается очередью ракет.

Расход ракет, вид огня и темп стрельбы начальник расчета БМ назначает с учетом:

указаний командира батареи;

требований правил стрельбы;

воздушной обстановки и условий стрельбы;

наличия ракет на боевой машине.

Пуск первой ракеты производится, как правило, в момент, обеспечивающий встречу ракеты с целью на дальней границе зоны поражения, или немедленно по готовности боевой машины к стрельбе при условии нахождения цели в зоне пуска.

Кроме того, при выборе момента пуска необходимо учитывать: ограничение по расходу ракет, возможности выхода маневрирующей цели из зоны поражения, распределение вероятности поражения цели по зоне.

Если при оценке результатов стрельбы установлено, что цель не поражена и горит табло ЦЕЛЬ В ЗОНЕ, то производится ее повторный обстрел.

Таблица 7.1

Высота полета цели, м	Наклонная дальность до дальней границы зоны пуска (м) при скорости полета цели (м/с)	
	$V_ц \leqslant 300$	$V_ц > 300$
25 – 50	8 000	9 000
100	11 000	12 000
150	13 000	14 000
200 – 5000	16 000	15 000

Таблица 7.2

$H_ц$, м	$V_ц = 300$ м/с						$V_ц = 500$ м/с					
	P, км						P, км					
	1	2	3	4	5	6	1	2	3	4	5	6
30	12	9	6	–	–	–	–	–	–	–	–	–
100	34	30	44	39	21	–	21	16	10	–	–	–
200	44	42	60	57	50	36	29	22	16	10	–	–
2 000	39	57	53	48	41	28	21	14	11	6	–	–
4 000	33	45	40	34	24	–	8	5	–	–	–	–
5 000	24	23	21	17	–	–	–	–	–	–	–	–

Подготовка целеуказания ССЦ для переноса огня на последующую цель осуществляется по ИКО после начала устойчивого сопровождения цели, назначенной (выбранной) для обстрела.

Непосредственная подготовка стрельбы батареи включает:

уяснение огневой задачи и выбор целей для обстрела;

принятие решения на уничтожение воздушных целей;

постановку огневых задач боевым машинам.

Уясняя огневую задачу, командир батареи выбирает назначенные для уничтожения цели на ИКО или на планшете воздушной обстановки БКП, определяет их количественный состав и подлетное время к рубежу постановки задач боевым машинам, а при отсутствии целеуказания производит выбор целей для обстрела в ответственном секторе с учетом информации, полученной от начальников расчетов БМ.

На основе уяснения огневой задачи, оценки воздушной обстановки, действий своей авиации, других средств ПВО и огневых возможностей ЗРК командир батареи принимает решение на уничтожение воздушных целей, которое включает:

определение последовательности и способов огневого воздействия на цели;

назначение боевых машин для обстрела целей и распределение целей между ними;

назначение расхода ракет и вида огня (при необходимости).

7.2. СТРЕЛЬБА ПО ВОЗДУШНЫМ ЦЕЛЯМ В УСЛОВИЯХ ПОМЕХ

7.2.1. Признаки применения помех

Помехи могут быть естественные и искусственные. Искусственные помехи подразделяются на пассивные и активные.

Основными признаками пассивных помех являются:

наличие на экране ИКО отдельных засвеченных участков (полос), расположенных по курсу самолета — постановщика помех (рис. 7.4);

наличие на экране индикатора дальности участка, засвеченного сигналами с переменной амплитудой.

Основными признаками активных помех являются:

при применении шумовых помех — наличие одного или нескольких засвеченных по всей дальности секторов на экране ИКО, возрастание уровня шумов на грубой и точной развертках индикатора дальности (рис. 7.5);

при применении ответно-импульсных помех — появление одного или нескольких мощных малофлюктуирующих неподвижных или движущихся импульсов.

Однократная ответно-импульсная помеха наблюдается в виде отметки, совмещенной с истинной отметкой от цели или несколько смещенной относительно нее по дальности.

Многократная ответно-импульсная помеха наблюдается в виде нескольких отметок под одними и теми же углами, но на разных дальностях.

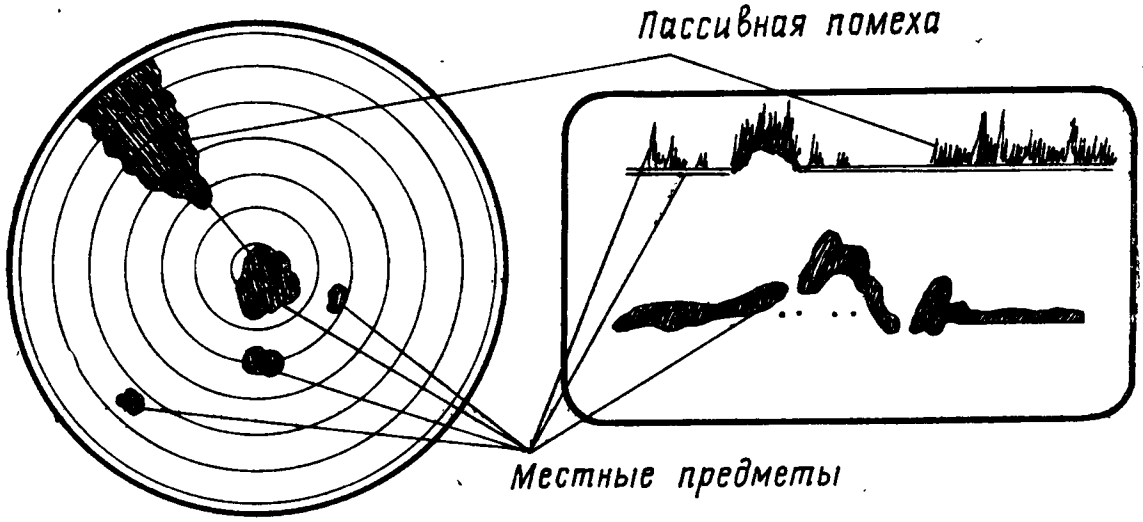


Рис. 7.4. Вид экрана ИКО и ИД при применении пассивных помех. Аппаратура СДЦ выключена

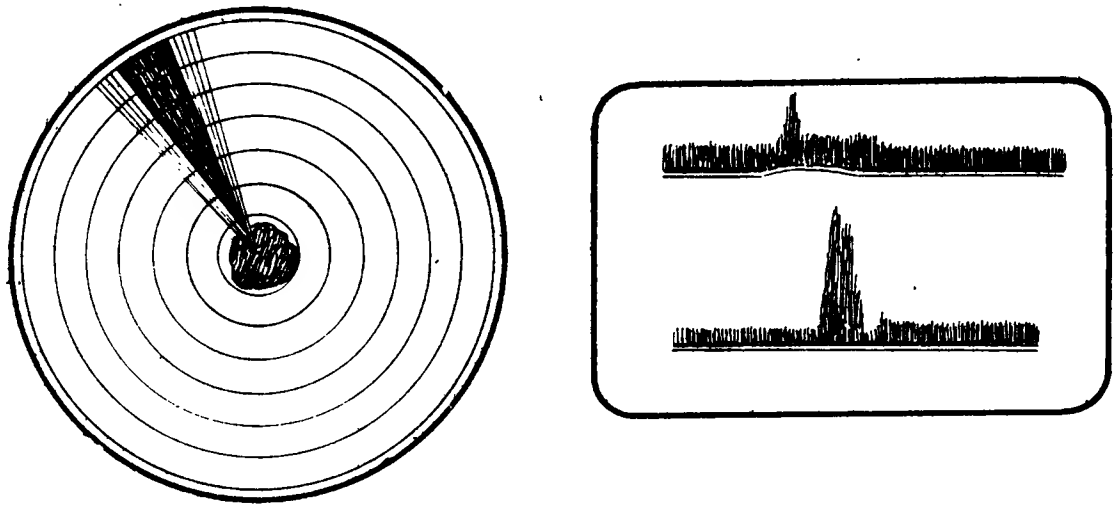


Рис. 7.5. Вид экрана ИКО и ИД при наличии активной шумовой помехи

Ответно-импульсные несинхронные помехи наблюдаются на экране ИД в виде перемещающихся по дальности отметок, подобных отметкам от цели, на экране ИКО — в виде спиралей, расходящихся от центра экрана (рис. 7.6).

Включение средств защиты от помех производится только при невозможности ведения поиска или применения автоматического способа сопровождения цели.

После уничтожения самолетов — постановщиков помех или после прекращения воздействия помех средства защиты от помех выключаются.

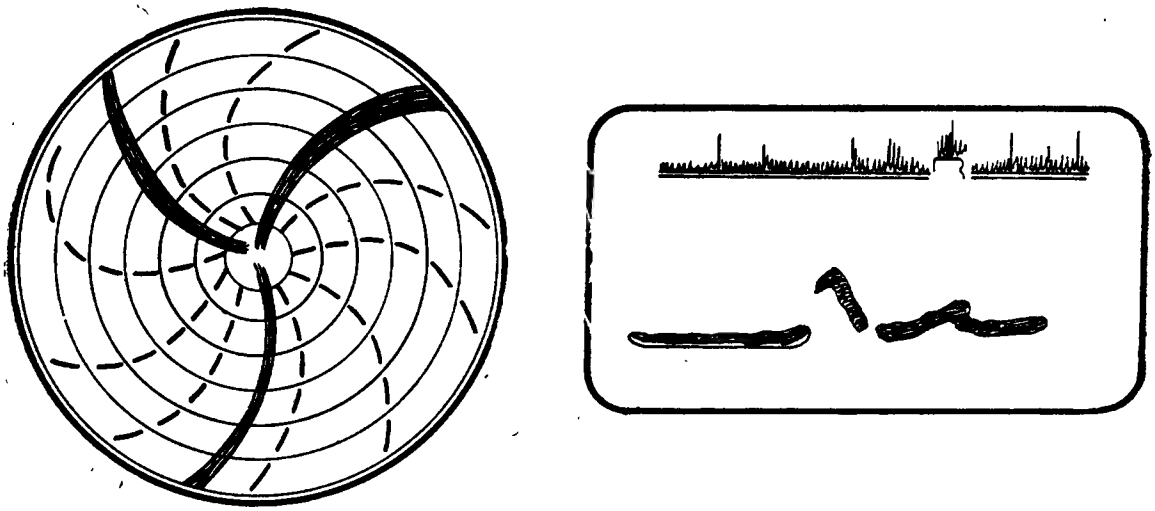


Рис. 7.6. Вид экрана ИКО и ИД при наличии несинхронной импульсной помехи

7.2.2. Стрельба в условиях помех слабой интенсивности

Стрельба по одиночным целям

Стрельба по одиночным целям ведется на встречных курсах и вдогон. Цель, параметры движения которой (высота, скорость, курсовой параметр) резко изменяются во времени, называется маневрирующей.

Низколетящей целью для ЗРК «Оса-АКМ» является цель, высота которой менее 180 м, а угол места в момент пуска ракеты не более 0-06.

При стрельбе по НЛЦ независимо от выработки сигнала «Цель в зоне» пуск ракет производится на дальности 6—8 км при скорости цели менее 300 м/с и на дальности 12—14 км при скорости цели 400—500 м/с.

Стрельба по одиночным целям ведется, как правило, при автоматическом сопровождении. Если автоматическое сопровождение НЛЦ по дальности неустойчиво или невозможно, применяется метод наведения *Н*, при этом включается тумблер ПОМЕХА. При срыве автоматического сопровождения до входа цели в зону пуска производится ее повторный захват на автоматическое сопровождение. При невозможности автоматического сопровождения производится переход на смешанное сопровождение цели.

Одиночные цели, как правило, обстреливаются:

неманеврирующая — одиночными ракетами, а при скорости 400—500 м/с — очередью ракет;

маневрирующая и низколетящая — двумя ракетами (очередью с темпом 4 с).

Пуск ракет производится при загорании табло ЦЕЛЬ В ЗОНЕ. По маневрирующей цели, как правило, пуск ракет производится с таким расчетом, чтобы обеспечить встречу ракеты с целью в глубине зоны поражения.

Стрельба по групповым целям

Характерными признаками групповой цели являются увеличенный размер или повышенная флюктуация отметки на экранах индикаторов по сравнению с отметкой от одиночной цели, периодическое разделение отметок, переброс АПУ при сопровождении цели.

Стрельба по групповым целям ведется, как правило, при смешанном способе сопровождения (автоматическое сопровождение цели по угловым координатам и полуавтоматическое или ручное сопровождение цели по дальности). Сопровождение ведется по центру отметки, если сигнал от групповой цели на экранах индикаторов наблюдается в виде одной отметки увеличенных размеров. Если сигнал наблюдается в виде наложенных друг на друга отметок, то сопровождение ведется по центру головной; в случае невозможности выделения головной отметки из групповой цели сопровождение ведется по центру наиболее яркой отметки.

При разделении групповой цели до пуска ракет на сопровождение берется:

головная отметка (при условии, если все цели сохраняют первоначальное направление полета);

отметка отделившейся цели (независимо от состава), изменившей направление движения в сторону уменьшения курсового параметра.

При разделении групповой цели после пуска ракеты осуществляется обстрел той цели, которую продолжает сопровождать ССЦ.

Если разрешающая способность радиолокационных средств старшего начальника не обеспечивает наблюдение отдельно каждой цели в группе, то целеуказание боевой машине по отдельной цели из состава группы с БКП производится передачей координат центра группы и номера правила выбора цели по экрану ИКО.

Содержание правил

1. Выбрать первую слева из ближайших целей. Если цели находятся на одном азимуте, то выбрать первую по дальности.
2. Выбрать вторую слева из ближайших целей. Если цели находятся на одном азимуте, то выбрать вторую по дальности.
3. Выбрать третью слева из ближайших целей. Если цели находятся на одном азимуте, то выбрать третью по дальности.
4. Выбрать четвертую слева из ближайших целей. Если цели находятся на одном азимуте, то выбрать четвертую по дальности.

Если правило выбора цели не назначено, то начальник расчета БМ выбирает его самостоятельно.

Групповая цель обстреливается очередью из двух ракет с темпом 6—8 с на дальней границе зоны поражения.

Повторный обстрел производится также двумя ракетами.

Стрельба в условиях применения противорадиолокационных ракет (ПРР)

Признаками возможности применения ПРР являются прекращение постановки помех сопровождаемой целью, маневра или движение цели на батарею (БМ) с курсовым параметром, близким к нулю.

Характерными признаками пуска ПРР, наблюдаемыми расчетом, являются:

на ИКО СОЦ — отделение от отметки цели отметки меньших размеров и последующее ее движение с увеличенной скоростью и с нулевым параметром в сторону боевой машины;

на индикаторах ССЦ — кратковременное увеличение импульса сопровождаемой цели с последующим отделением импульса меньших размеров, движущегося с большей скоростью на приближение;

на экране ТОВ — непосредственное наблюдение пуска ПРР сопровождаемой целью.

Стрельба ведется с максимально возможным сокращением времени работы на излучение передатчиков СОЦ и ССЦ, которое достигается путем:

выполнения отдельных элементов непосредственной подготовки стрельбы по данным командирского пункта (подготовка исходных данных для стрельбы, определение типа помех и мер борьбы с ними);

включения высокого напряжения передатчика СОЦ через 3—4 оборота антенны на 2 оборота;

использования ТОВ для сопровождения цели;

включения высокого напряжения передатчика ССЦ на дальностях в соответствии с табл. 7.3;

выключения высокого напряжения передатчика СОЦ в период устойчивого сопровождения цели ССЦ (в случае отсутствия других целей);

выключения высокого напряжения ССЦ после подрыва ракеты.

Стрельба вдогон

Стрельба вдогон является, как правило, продолжением стрельбы навстречу в случае непоражения цели или ведется по целям, обнаруженным на дальностях, не обеспечивающих их обстрел на встречном курсе.

Стрельба вдогон осуществляется при условии захвата цели на сопровождение на встречном курсе и ведется до выхода ее из зоны пуска.

Способ сопровождения выбирается, как и при стрельбе навстречу.

Стрельба ведется очередью ракет с темпом 4 с.

Пуск ракет при стрельбе вдогон производится, если горит табло ЦЕЛЬ В ЗОНЕ или на дальностях до 7 км при скоростях цели 100 м/с, до 5 км при скорости 200 м/с и до 3 км при скорости 300 м/с.

Таблица 7.3

Скорость цели, м/с	Дальность до цели в момент включения высокого напряжения передатчика ССЦ, км	Обеспечивается встреча ракеты с целью
> 300	9	На ближней границе зоны поражения
	24	На дальней границе зоны поражения
< 300	7	На ближней границе зоны поражения
	20	На дальней границе зоны поражения

Стрельба по вертолетам

Характерными признаками вертолета, наблюдаемого на индикаторах РЛС, являются:

повышенная флюктуация и размытость отметки от цели, наблюдаемой на фоне отражений от местных предметов;

малые скорости изменения координат цели.

Поиск и обнаружение вертолетов осуществляются всеми средствами боевой машины, а также по данным визуального наблюдения. При этом СОЦ осуществляет поиск в первом луче обзора пространства. При необходимости включается режим СДЦ.

Поиск вертолетов с использованием ТОВ осуществляется, как правило, в ответственном секторе при совмещении нижнего обреза экрана ТОВ с верхней границей гребней укрытий.

Стрельба по вертолету ведется при смешанном способе сопровождения, как правило, одиночными ракетами. Пуск первой ракеты производится в момент начала устойчивого сопровождения, если горит табло ЦЕЛЬ В ЗОНЕ. При стрельбе по зависающим вертолетам табло ЦЕЛЬ В ЗОНЕ может не гореть.

Стрельба по вертолетам, внезапно появляющимся на малой дальности (3—5 км), ведется очередью ракет. В предвидении действий вертолетов в батарее назначаются дежурные боевые

машины, каждой из которых выделяется ответственный сектор в пределах 45—60°.

Стрельба по вертолетам на высотах менее 25 м ведется только ракетами 9М33М3 по методу «ф» при полуавтоматическом сопровождении цели по угловым координатам и автоматическом сопровождении по дальности, как правило, очередью ракет. Используется масштаб развертки ИКО 0—15 км. Полуавтоматическое сопровождение по угловым координатам осуществляется совмещением центра перекрестия на экране ТОВ с центром изображения несущего винта вертолета.

Для уменьшения ошибок сопровождения по дальности дополнительное усиление канала дальности и тумблер ПОМЕХА не включаются.

Пуск первой ракеты производится на дальностях не более 6500 м и при устойчивом сопровождении вертолета.

В случае задымления экрана ТОВ при старте ракеты вращение штурвалов АЗИМУТ и УГОЛ МЕСТА прекращается. Тумблер УГОЛ ЗРЕНИЯ на ВПУ переводится в положение ШИРОКИЙ. При появлении изображения вертолета на экране ТОВ центр перекрестия плавно совмещается с центром изображения несущего винта.

Стрельба с использованием ТОВ

Стрельба с использованием ТОВ проводится во всех случаях, когда обеспечиваются условия ее выполнения: достаточная оптическая видимость, возможность устойчивого сопровождения цели. Она ведется при смешанном способе сопровождения цели. При ручном или полуавтоматическом сопровождении цели по дальности включается тумблер ПОМЕХА.

Переход на сопровождение цели с ТОВ производится, как правило, из режима ТСЦ. При ограничении режима излучения из-за опасности поражения боевой машины ПРР, а также неисправности приемо-передающего тракта ССЦ поиск и обнаружение цели производится ТОВ по данным СОЦ или БКП.

При сопровождении цели с ТОВ ее дальность и скорость определяются по экрану ИКО или с помощью ССЦ путем периодического включения высокого напряжения и взятия отметки от цели на АС по дальности. Момент пуска ракет определяется по дальности до цели в соответствии с табл. 7.1.

При отсутствии информации о дальности до цели момент пуска приближенно можно определить по экрану ТОВ. Цель находится на дальней границе зоны пуска, если ее изображение не превышает разрыва визирного перекрестия, на ближней — если изображение цели превышает разрыв визирного перекрестия в 2—3 раза.

При стрельбе с ТОВ учитываются азимут и угол места солнца. Для исключения выхода из строя ТОВ и потери целей при налете их со стороны солнца назначаются для стрельбы две БМ, наиболее удаленные одна от другой, а на время пролета целью

сектора засветки осуществляется ее автоматическое сопровождение. Объектив камеры ТОВ закрывается крышкой (переключатель КОНТРОЛЬ—РАБОТА устанавливается в положение КОНТРОЛЬ).

Для исключения потери цели из-за задымления ТОВ при старте ракеты за 5—6 с до пуска ракеты включается ССЦ и цель берется на АС или же прекращается во время задымления вращение штурвалов по азимуту и углу места, тумблер УГОЛ ЗРЕНИЯ переводится в положение ШИРОКИЙ.

7.2.3. Стрельба по малоразмерным дистанционно пилотируемым летательным аппаратам (МДПЛА)

Характерными признаками МДПЛА являются:

малая скорость полета цели (менее 100 м/с);

малая отражающая поверхность (уровень напряжения АРУ приемной системы ССЦ 2,5—3 деления);

малые размеры цели на экране ТОВ;

слабый уровень флюктуации отраженного сигнала на индикаторе дальности ССЦ и относительно большой период их изменения;

отсутствие характерных для вертолетов доплеровских модуляций отраженного сигнала на индикаторе ССЦ.

Поиск и обнаружение МДПЛА осуществляются всеми средствами БМ, а также по данным визуального наблюдения. Режим ПКР (МЦ) включается после определения типа цели.

Стрельба по МДПЛА наиболее эффективна при автоматическом способе сопровождения. Обстрел цели производится, как правило, одной ракетой независимо от выработки сигнала «Цель в зоне». При наличии на БМ ракет 9М33М3 и 9М33М2 обстрел цели производится в первую очередь ракетами 9М33М3 на дальностях 1,5—7 км. Стрельба по МДПЛА ракетами 9М33М2 наиболее эффективна на дальностях 1,5—3 км.

7.2.4. Стрельба в условиях пассивных помех

Стрельба в условиях пассивных помех, как правило, ведется при работе СОЦ и ССЦ в режиме СДЦ. При обстреле цели вне сектора помех СДЦ не включается.

При невозможности одновременной компенсации сигналов пассивных помех и сигналов, отраженных от местных предметов, включается режим внешней когерентности с перемежающейся частотой повторения. При отсутствии компенсации пассивных помех (запериодные помехи) включается режим внешней когерентности с постоянной частотой повторения (F_1 или F_3).

Основным способом сопровождения цели в условиях пассивных помех является автосопровождение в режиме СДЦ с ручным подслеживанием по дальности.

Компенсация пассивной помехи проводится непрерывно до пуска ракеты и в процессе ее наведения.

Стрельба по постановщику пассивных помех и целям, летящим под их прикрытием, как правило, ведется очередью из двух ракет с темпом 4 с.

Пуск первой ракеты производится с расчетом встречи ее с целью на дальней границе зоны поражения.

Если аппаратура СДЦ не обеспечивает надежного автосопровождения, цель берется на полуавтоматическое сопровождение по угловым координатам с использованием ТОВ.

При выходе цели из облака помех аппаратура СДЦ выключается.

7.2.5. Стрельба в условиях активных помех средней и сильной интенсивности

Стрельба по целям в условиях активных помех, как правило, ведется при смешанном способе сопровождения.

При стрельбе в условиях помех сильной интенсивности, когда отметку от цели на фоне помех выделить не удается, стрельба ведется с использованием ТОВ либо осуществляется переход к автоматическому сопровождению источника помех по угловым координатам. Такая стрельба ведется с включением тумблера ПОМЕХА.

При стрельбе по постановщику шумовой помехи для сопровождения выбирается сигнал помехи, имеющий минимальную скорость перемещения по азимуту.

Для целеуказания выбирается луч СОЦ, в котором сигнал помехи имеет наибольшую интенсивность, и регулировкой усиления приемного тракта СОЦ и яркости экрана ИКО добиваются уменьшения сектора засветки до минимально возможного. Визир ССЦ совмещается с серединой сектора, и цель берется на АС.

Стрельба по постановщику синхронных ответно-импульсных помех ведется в режиме «Переключение частот повторения» при включенной СДЦ в целях выбора истинной отметки от цели среди ложных.

Стрельба в условиях несинхронных ответно-импульсных помех ведется в режиме СА.

Стрельба в условиях помех, уводящих по дальности, ведется в режиме «Уводящая помеха».

В случае одновременного применения активных и пассивных помех кроме режима защиты от активных помех включается режим СДЦ.

Стрельба по постановщику активных помех и целям, летящим под их прикрытием, как правило, ведется очередью из двух ракет с темпом 4 с. Пуск первой ракеты производится в момент, обеспечивающий встречу ракеты с целью на дальней границе зоны поражения.

7.2.6. Наблюдение за результатами стрельбы

Наблюдение за результатами стрельбы ведется с задачей определения факта поражения или непоражения цели для принятия решения на повторный обстрел или прекращение ее обстрела и сопровождения.

Наиболее полная информация о поражении (непоражении) цели может быть получена при достаточной метеовидимости с помощью ТОВ.

Если цель не наблюдается в ТОВ, то основными источниками информации для определения результатов стрельбы являются индикатор дальности, шкалы угломестных и азимутальных сельсинов ССЦ и СВР на блоке ОО94-9М.

Признаками поражения цели являются:

появление отметки от разрыва ракеты при встрече с целью, пропадание ответных импульсов ракеты;

дробление или исчезновение отметки от цели после разрыва ракеты;

резкое уменьшение угла места цели при одновременном уменьшении высоты и скорости изменения дальности до нее;

разделение отметки от групповой цели после подрыва ракеты;

пропадание отметок активных помех при стрельбе по самолетам — постановщикам активных помех;

прекращение сброса дипольных отражателей самолетами — постановщиками пассивных помех;

воспламенение или разрушение цели, наблюдаемое на экране индикатора ТОВ или визуально.

Признаками непоражения цели являются:

подрыв боевой части ракеты до встречи ее с целью (пропадание ответного сигнала ракеты);

наличие ответного сигнала ракеты после встречи ракеты с целью;

неизменность параметров движения цели после разрыва ракеты у цели;

отсутствие признаков разрушения цели, наблюдаемых на экране ТОВ.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

Автономный войсковой ЗРК 9К33М3. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. МО, 1982.

Боевой устав Сухопутных войск, ч. I. Дивизия, бригада, полк. М.: Воениздат, 1982.

Боевой устав Войск противовоздушной обороны, ч. II. Дивизия, бригада, полк войсковой ПВО. М.: Воениздат, 1984.

БМ 9А33БМ3. Техническое описание, книга 1. МО, 1982.

БМ 9А33БМ3. Техническое описание, книга 2. МО, 1982.

БМ 9А33БМ3. Техническое описание, книга 3. МО, 1982.

БМ 9А33БМ3. Техническое описание, книга 4. МО, 1982.

БМ 9А33БМ3. Техническое описание, книга 5. МО, 1982.

БМ 9А33БМ3. Техническое описание, книга 6. МО, 1982.

БМ 9А33БМ3. Техническое описание, книга 7. МО, 1982.

БМ 9А33БМ3. Техническое описание, книга 8. МО, 1982.

БМ 9А33БМ3. Инструкция по эксплуатации, ч. I, кн. 1. МО, 1982.

БМ 9А33БМ3. Инструкция по эксплуатации, ч. I, кн. 2. МО, 1982.

БМ 9А33БМ3. Инструкция по эксплуатации, ч. I, кн. 3. МО, 1982.

БМ 9А33БМ3. Инструкция по эксплуатации, ч. II, кн. 1. МО, 1982.

Войсковой ЗРК «Бук», ч. I. Боевые средства. М.: Воениздат, 1986.

Изделие 1Л24. Техническое описание. МО, 1978.

Методические указания по перестройке боевых машин ЗРК «Оса-АК», «Оса-АКМ». В/ч 25952, 1983.

Пособие по изучению правил стрельбы, ч. III. ЗРК «Оса». М.: Воениздат, 1983.

Правила стрельбы и боевой работы на ЗРК ПВО СВ, ч. III. ЗРК «Оса». М.: Воениздат, 1978.

Ракета 9М33М2, 9М33М3. Техническое описание. МО, 1982.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие 3
Введение 4
Список принятых сокращений 6
1. Общие сведения о зенитном ракетном комплексе 9К33М3 10
1.1. Основы построения зенитного ракетного комплекса . . . . . —
1.2. Назначение, состав и основные характеристики 15
1.3. Принцип действия ЗРК 17
2. Боевая машина БМ 9А33БМ3 24
2.1. Радиолокационная станция обнаружения целей . . . . . —
2.1.1. Назначение, тактико-технические характеристики, состав и размещение основных систем . . . . . —
2.1.2. Структурная схема 26
2.1.3. Устройство основных систем 31
2.1.4. Основные органы управления, контроля, сигнализации. Признаки нормальной работы 49
2.2. Наземный радиолокационный запросчик 1Л24-2 53
2.2.1. Назначение, основные тактико-технические характеристики, состав и размещение основных устройств . . . . . —
2.2.2. Диапазоны волн, режимы работы, структура запросных и ответных сигналов 54
2.2.3. Структурная схема 58
2.2.4. Принцип работы аппаратуры сопряжения НРЗ 1Л24-2 с БМ 9А33БМ3 61
2.2.5. Основные органы управления, контроля, сигнализации и признаки нормальной работы 64
2.3. Радиолокационная станция сопровождения цели 66
2.3.1. Назначение, тактико-технические характеристики, состав и размещение основных систем . . . . . —
2.3.2. Структурная схема 67
2.3.3. Устройство основных систем 74
2.3.4. Основные органы управления, контроля, сигнализации. Признаки нормальной работы 96
2.3.5. Телевизионно-оптический визир 9Ш38-2 100
2.4. Станция визирования ракет 104
2.4.1. Назначение, тактико-технические характеристики, состав и размещение основных систем . . . . . —
2.4.2. Структурная схема 105
2.4.3. Устройство основных систем 110
2.4.4. Основные органы управления, контроля, сигнализации. Признаки нормальной работы 119
2.5. Счетно-решающий прибор 9С456М3 120
2.5.1. Назначение, технические характеристики, состав и размещение основных систем . . . . . —
2.5.2. Система пуска 121
2.5.3. Система выработки команд СРП 9С456М3 130
2.5.4. Органы управления, контроля, сигнализации и признаки нормальной работы 137

2.6. Станция передачи команд 137
2.6.1. Назначение, тактико-технические характеристики, состав и размещение основных систем . . . . . —
2.6.2. Структурная схема 138
2.6.3. Устройство основных систем 141
2.6.4. Основные органы управления, контроля, сигнализации. Признаки нормальной работы 149
2.7. Система стартовой автоматики и пусковое устройство 9П35М2 . . 150
2.7.1. Назначение, технические характеристики, состав и размещение системы стартовой автоматики . . . . . —
2.7.2. Структурная схема системы стартовой автоматики 151
2.7.3. Органы управления, контроля, сигнализации и признаки нормальной работы 155
2.7.4. Пусковое устройство 9П35М2 156
2.8. Аппаратура функционального контроля . . . . . —
2.8.1. Назначение, технические характеристики, состав и размещение на БМ . . . . . —
2.8.2. Структурная схема 157
2.8.3. Основные органы управления, контроля и сигнализации аппаратуры функционального контроля 162
2.9. Общие системы БМ 9А33БМ3 163
2.9.1. Система электропитания . . . . . —
2.9.2. Система вентиляции 166
2.9.3. Пневмосистема подкачки отсеков блока ОО04-20М1 . . . 169
2.10. Колесное самоходное шасси 5937 173
3. Зенитная управляемая ракета 9М33М3 (9М33М2) 177
3.1. Общая характеристика ракеты, состав и компоновка . . . . . —
3.2. Взаимодействие ракеты с основными элементами ЗРК 184
4. Технические средства комплекса 9К33М3 188
4.1. Транспортно-заряжающая машина 9Т217БМ2 . . . . . —
4.2. Машина технического обслуживания 9В210М3 189
4.3. Юстировочная машина 9В914 191
4.4. Машина ЗИП-2 (9Ф372М3) 195
4.5. Автоматизированная контрольно-испытательная подвижная станция 9В242-1 . . . . . —
4.6. Комплект наземного оборудования 9Ф16М2 200
4.7. Электронный тренажер 9Ф632 201
5. Общие положения по эксплуатации комплекса 9К33М3 206
5.1. Содержание и задачи эксплуатации комплекса . . . . . —
5.1.1. Общие положения по эксплуатации вооружения . . . . —
5.1.2. Указания по мерам безопасности 207
5.1.3. Указания по службе частот и радиомаскировке 208
5.2. Техническое обслуживание и ремонт ЗРК 9К33М3 212
5.3. Хранение и транспортирование средств комплекса 221
5.4. Особые условия эксплуатации комплекса 222
6. Боевое применение ЗРК «Оса» 225
6.1. Назначение и организация зенитного ракетного полка . . . . . —
6.2. Боевые возможности зенитной ракетной батареи 226
6.3. Основы боевого применения зенитной ракетной батареи 232
6.3.1. Боевой и походный порядки зенитной ракетной батареи и требования, предъявляемые к ним . . . . . —
6.3.2. Боевые действия зенитной ракетной батареи по прикрытию частей и подразделений в бою 236
6.3.3. Марш зенитной ракетной батареи 239
6.4. Управление зенитной ракетной батареей 240
7. Боевая работа на ЗРК «Оса-АКМ» 246
7.1. Подготовка батареи к стрельбе . . . . . —
7.1.1. Содержание подготовки батареи к стрельбе . . . . . —
7.1.2. Развертывание в боевой порядок . . . . . —
7.1.3. Подготовка боевых машин и ракет к стрельбе . . . . . —
7.1.4. Топографическая подготовка стрельбы 248

7.1.5. Подготовка стрельбы 250
7.2. Стрельба по воздушным целям в условиях помех 258
7.2.1. Признаки применения помех . . . . . —
7.2.2. Стрельба в условиях помех слабой интенсивности 260
7.2.3. Стрельба по малоразмерным дистанционно пилотируемым летательным аппаратам (МДПЛА) 265
7.2.4. Стрельба в условиях пассивных помех . . . . . —
7.2.5. Стрельба в условиях активных помех средней и сильной интенсивности 266
7.2.6. Наблюдение за результатами стрельбы 267
Список использованной литературы 268

Редактор *А. А. Питюков*
Технический редактор *Г. Г. Митрофанова*
Корректор *Е. Н. Сенченко*

Сдано в набор 14.03.90. Подписано в печать 04.03.91.
Формат 60×90/16. Печ. л. 17. Усл. печ. л. 17. Усл. кр.-отт. 17,06.
Изд. № 13/8918с Зак. 2278с